





Die Flugmaschine

des dynamischen Flugprincipes in ihrer Ausführung und Verwendung.

Von

Eduard Mánfai

diplomirter Maschinen-Ingenieur.

Mit 10 Figurentafeln.



WIEN UND LEIPZIG.

WILHELM BRAUMÜLLER

K. U. K. HOF- UND UNIVERSITÄTS-BUCHHÄNDLER

1898.

Vorwort.

Noch vor einigen Jahren waren die Ansichten über die Lösung des Flugproblemes so verworren, so wenig geeinigt, die Hoffnungen so optimistisch, dass ich es keinesfalls zeitgemäss hielt, diese meine Schrift zu veröffentlichen; im Zeitalter der comfortabel eingerichteten Luftschiffe konnte für meine anspruchslos einfache Construction keine Beachtung, von der Veröffentlichung meiner Ansichten und Constructionsprincipien keine Förderung der Sache erhofft werden.

Die Ansichten beginnen sich aber zu klären, die Gestalt der auftauchenden Projecte nähert sich der Form, welche eine Flugmaschine besitzen wird; die meisten Fachmänner wissen schon, was zur Lösung des Flugproblemes zu leisten und was von der Lösung zu erhoffen ist; ich halte darum auch die Zeit zur Veröffentlichung für gekommen, umsomehr, da ich damit die Hoffnung verbinde, zur einheitlichen und fachgemässen Behandlung dieser Frage etwas beitragen zu können.

Es muss nämlich für nothwendig bezeichnet werden, dass jedes Project in möglichst einheitlicher Behandlung, möglichst erschöpfend alle schon bekannten und fernerhin sich noch ergebenden Fragen beantwortend, zur Veröffentlichung gelange; es bleibe der Phantasie möglichst wenig überlassen. Nur bei einer derartigen Darlegung ist ein Urtheil möglich, Irrthum ausgeschlossen. Einzelne Verirrungen des Projectanten werden bei so ferne liegendem Probleme wohl verzeihlich sein, jeder, oder doch viele der Fachmänner werden bei aufgelegter Behandlung den Irrthum erkennen, eine Berichtigung wird leicht möglich sein. Während aber bis heute jedes veröffentlichte Project der Welt eine ärgerliche, dem Projectanten eine bittere Enttäuschung brachte und für den Fachmann kaum eines etwas Lehrreiches bot, wird mit aufgelegter, erschöpfender Behandlung jedes Project die Reihe der einer Lösung bedürftigen Fragen erweitern, die Zahl der begründeten Vorschläge vermehren; wir werden sehr schnell vorwärts und gewiss bald zu einer endgiltigen Lösung gelangen.

Diese meine Anschauung motivirt auch meine Rechnungsweise. Ich rechne möglichst einfach, durchsichtig, mit allen Erleichterungen und Vereinfachungen, mit abgerundeten Werten, aproximativ; was ich umsomehr nicht nur für zulässig, sondern einzig richtig halte, nachdem heute noch weder die endgiltige Theorie eines Apparates gegeben werden, noch es überhaupt jemals bei derartigen Berechnungen (wegen

der praktischen Factoren) auf eine Rechnungsgenauigkeit bis „x“ Decimalien ankommen kann, wohl aber auf eine stichhältige Grundlage der Berechnung; ein Urtheil darüber aber bei durchsichtiger Rechnungsweise jedenfalls leichter ist.

Bezüglich des Inhaltes sei bemerkt: in erster Reihe habe ich mir zur Aufgabe gestellt, klarzulegen ob überhaupt etwas, was und wie es zu erreichen ist, wesshalb auch von den schon bekannten die einfachsten Regeln mit Motivirung angeführt, und die Lösung des Flugproblemes auf Grund der bestehenden Auffassung, mit den bekannten Mitteln — soferne motivirt erschien — detaillirt gegeben wurden.

Den Schwerpunkt dieser Schrift aber bildet naturgemäss die Behandlung meines neuen Druckerzeugungsprincipes (Transformirprincip III) und die daraus sich ergebende Lösung des Flugproblemes.

Die auffallende Annäherung des Kraftbedarfes der Natur, der einfache natürliche Gang der Schlussfolgerung und des Calcüles, welche zu dieser so naheliegenden Lösung führten, lassen mir dieselbe als die eigentliche und endgiltige Lösung des dynamischen Fluges erscheinen; möglich schon, dass weitere Lösungen auch auf anderen Wegen mit anderen Mitteln erreichbar sind; mit einfacheren Mitteln aber, vollkommener und günstiger wohl schwerlich.

Das von einigen Seiten her so forcirte Schlagwort „Arbeit sparen“, wenn es nicht etwas ver-

früht wäre — nachdem schon gespart werden soll, ehe noch geflogen wird — hat jedenfalls gegenüber der älteren Auffassung des dynamischen Fluges seine Berechtigung und ist ein Zeichen des richtigen Gefühles; die Mittel und Wege aber, welche zum Erreichen eines sparsamen Fluges anrecommandirt werden, bezeugen, dass mit dem richtigen Gefühle nicht auch die richtige Erkenntnis verbunden ist; ja, dass man mit unbedingtem Anstreben des einmal gesteckten Zieles, das eigentliche Ziel des Fliegens aus den Augen verliert: denn kann wohl, durch den leisesten Lufthauch herumgetrieben als ein „freier Flug“ bezeichnet werden?

Hätte ich keine anderen Mittel gefunden, so würde ich auch die Lösung mit jedwelchem Aufwande an Arbeit proponiren, denn kann es schliesslich, hauptsächlich für die erste Lösung von Bedeutung sein, ob wir pro Reisestunde 10 oder 40 klgr. Petroleum brauchen?

Meine Druckerzeugung ändert aber die Sachlage vollständig und glaube ich diese auch als das eigentliche und richtige Mittel des „Sparens“ betrachten zu müssen.

Zum Schlusse sei noch bemerkt, dass, wie ich schon seinerzeit betonte, („Das gelöste Problem der Aëronautik“, Wien 1895), mit Motoren der heutigen Ausführung ein dynamischer Flug niemals zustande gebracht werden kann, für diese specielle Verwendung müssen Motoren eigens projectirt und ausgeführt

werden. Dieser meiner Ueberzeugung entsprechend, will ich denselben eingehender behandeln; nachdem aber die Erklärung meiner neuen Methode der Wärmezuführung durch injicirte Garben, ein weiteres Ausholen nöthig macht, soll dies in einem separaten Buche geschehen.

Im Monate Juni des Jahres 1898.

Mánfai.

Der Flugmaschinenbau.

Der Druck bewegter Luft.

Nachdem wir mit dem ersten Schritte ins Gebiet aërodynamischer Fragen schon gezwungen werden, den Druck strömender Luft auf ruhende Flächen zu berechnen, wollen wir vor allem diesbezüglich eine Entscheidung treffen. Es wurden verschiedene Formeln aufgestellt, keine hat sich aber noch bewährt. Ich erachte vor der Hand, so lange uns nicht Resultate factischer Flugversuche zu Gebote stehen, die bekannten Formeln der Ingenieurpraxis ausschliesslich anwendbar. Obschon diese nicht für die Verhältnisse einer Flugmaschine gelten, besitzen sie aber nebst theoretischer Herkunft, wiederholt praktische Bewährtheit.

Diese Formeln sind:

$$P_n = \frac{\zeta\gamma}{2g} F v^2 \quad \text{und}$$

$$P_n = \frac{\zeta\gamma}{2g} F v^2 \sin^3 \alpha$$

Erstere ergibt den normalen Druck in Kilogrammen auf eine Fläche von der Grösse $F m^2$, wenn die Luftströmung normal auf die Fläche gerichtet ist; die zweite denselben Druck des unter den Winkel α zur Fläche geneigten Luftstromes.

Die theorethische Herkunft dieser Formeln bilden die allgemeinen Gesetze der Hydrodynamik, nach welchen jeder Geschwindigkeit eine Druckhöhe entspricht:

$$v = \sqrt{2gh}, \qquad h = \frac{v^2}{2g}$$

Dieser Druckhöhe entspricht weiterhin ein Gesammtdruck auf eine gegebene Fläche von:

$$P_n = Fh\gamma.$$

Führen wir für h obigen Wert ein, so gewinnen wir schon die erste der angeführten Formeln, welcher aber der für luftartige, flüssige Körper massgebende Erfahrungscoefficient ζ noch hinzugefügt ist.

Wird ferner berücksichtigt, dass für schiefgetroffene Flächen nur die — $F \sin \alpha$ — entsprechende Luftmenge zur Geltung kommt (Fig. 2), von der Geschwindigkeit — v — aber nur deren Componente — $v \sin \alpha$ (Fig. 3) — massgebend wird, so gewinnen wir die zweite unserer Formeln.

Versuche und Beobachtungen ergaben:

$$\zeta = 1{\cdot}82 \sim 3$$

Das Gewicht eines m^3 Luft bei 13^0 Cels. 1·292 klgr., die Accelleration der Schwere $g = 9{\cdot}81$ genommen und die Constanten zusammengefasst, gewinnen wir für unsere Verwendung:

$$P_n = 0{\cdot}13\ Fv^2 \quad (I.) \qquad P_n = 0{\cdot}13\ Fv^2 \sin^3 \alpha \quad (II.)$$

Der Auftrieb.

Wie schon seinerzeit*) angedeutet, kann eine Flugmaschine des dynamischen Flugprincipes nur aus dem eigentlichen Flügelapparat, dem Motor und aus einem sehr leichten Gehänge bestehen. Dieses letztere dient der Flugmaschine als Gestelle und dem Luftschiffer als Standplatz.

Die sehr geringe Dichte der Luft, sowie die Natur des Flugproblemes im allgemeinen, bedingen ein möglichst geringes Gesammtgewicht für die Flugmaschine. Wiederholte Calcüle haben aber gezeigt, dass mit diesem nicht unter 150 klgr. zu gelangen ist; über 300 klgr. soll nicht gegangen werden.

Dieses Gewicht lässt sich annähernd folgendermassen detailliren:

Flügelapparat	27.5	75.0
Gehänge complet und die Hauptwelle	20.5	45.0
Motor, complet	12.0	60.0
Brennmaterial	15.0	45.0
Luftschiffer	75.0	75.0
Summa G =	150.0	∽ 300.0 klgr.

*) Um Wiederholungen zu vermeiden, setze ich meine Schrift: „Das gelöste Problem der Aëronautik“, Wien 1895, als bekannt voraus.

Die Hubkraft des Flügelapparates (Auftrieb) muss etwas grösser als das Eigengewicht sein, und zwar um die Masse auf die Erhebegeschwindigkeit accelleriren und in der Höhe angelangt, eine Reisegeschwindigkeit erzeugen zu können.

Hiefür erscheint als einfachste und günstigste derartige Anordnung, dass bei normaler Leistung des Motors, der Auftrieb, nach vollendetem Aufstieg, in die entsprechende Vorwärtslage gebracht, das gehörige Tragvermögen — G — mit dem erwünschten Vortriebe — P_2 — resultire (Fig. 1).

Dieser Vortrieb muss so gross sein, dass der Widerstand der Reise bewältigt werden kann. Das Angehen geschieht accellerando, es muss also sein:

$$P_2 = \frac{G}{g}\,\mathfrak{g}_r \text{ somit die Accelleration: } \mathfrak{g}_r = \frac{P_2}{G}\,g.$$

Mit Eintritt der Bewegung tritt Luftwiderstand auf, dieser ist:

$$W_r = 0.13\ F_r\ v^2_r,$$

welcher die anfängliche Accelleration vermindern wird; schliesslich tritt ein Beharrungszustand ein, die Reisegeschwindigkeit verbleibt alsdann constant.

Der Beharrungszustand ist erreicht, wenn die Accelleration des activen Vortriebes gleich ist mit der des passiven Widerstandes, d. h. $\mathfrak{g}_r = \mathfrak{g}_w$, nachdem der jeweilige active Vortrieb $P_2 - W_r$ ist, gewinnen wir die Bedingung:

$$\frac{P_2 - W_r}{M} = \frac{W_r}{M} \text{ somit: } P_2 = 2\ W_r.$$

Ist also die Reisegeschwindigkeit gegeben, so kann der nöthige Vortrieb berechnet werden.

Mit diesem ist aber auch der Gesammtauftrieb bekannt, denn nach Fig. 1 ist:

$$P \sin \alpha_0 = P_2, \; P \cos \alpha_0 = G \text{ und } P = \sqrt{P_2^2 + G^2},$$

für den activen Auftrieb haben wir dann: $P - G = P_3$. Die Grösse dieses Ueberschusses bestimmt die Art und Weise des Auffliegens; damit dies möglichst langsam, ohne unangenehmes Indiehöheschleudern geschehe, soll P_3 möglichst klein sein. Die Manipulationsfähigkeit während der Reise und eine möglichst ruhige horizontale Fahrt bedingt den Winkel α_0 möglichst klein. Wir gewinnen entsprechende Dimensionen, wenn der Winkel an 25^0, der Ueberschuss des Auftriebes P_3 aber mit $10\,^0/_0$ des Gesammtgewichtes bemessen wird, womit der Gesammtauftrieb:

$$P = 1.1\,G$$

Die Flächenbelastung.

Je kleiner die Flächenbelastung, desto günstiger kann der nöthige Auftrieb erzeugt werden, der Flug in ruhender Luft kann sich umso kunstvoller gestalten. Der Flügelapparat ist aber umso schwieriger herzustellen, die unvorhergesehenen Luftbewegungen haben umso grösseren Einfluss.

Wir werden möglichst grosse Flächenbelastungen anwenden, respective nach Möglichkeit die günstigsten Verhältnisse ermitteln.

Die Gründe, welche gegen die Anwendung grosser Flächen (kleiner Fl.-Bel.) sprechen, sind:

1. Die Manipulationsfähigkeit am Boden. (Siehe dieses Capitel.)

2. Die möglichste Verminderung der nachtheiligen Eventualitäten, welchen grosse Flächen mit kleiner Belastung in der Luft ausgesetzt sind.

3. Constructions-Rücksichten. Grosse Flächen genügend tragfähig und mit entsprechend kleinem Gewichte herzustellen ist eben nicht möglich.

Gegen die Anwendung kleiner Flächen spricht:

1. Die nöthige Unfallversicherung;
2. der grosse Arbeitsbedarf.

Bei Entwerfen einer Flugmaschine müssen also diese Gründe wohl erwogen und der günstigste Mittelweg herausgefunden werden; massgebend in erster Reihe ist die Bedingung der Fallsicherung und die praktische Ausführbarkeit; während aber letztere sehr bedeutende, für die Zukunft unabsehbare Toleranzen gestattet, präcisirt erstere vollkommen die zulässige Flächenbelastung.

Als erste Bedingung eines Projectes, welches Anspruch macht ernst genommen zu werden, erachte ich das Vorsehen gegen Unfälle; eine Flugmaschine, welche, im Falle ein Splint aus der Maschine fällt, der Motor versagt etc., dem unbedingten Verderben preisgegeben ist, kann weder für eine Probefahrt, noch weniger aber für die Praxis in Betracht kommen.

Die Eventualitäten, welche einer Berücksichtigung bedürfen, theilen sich in zwei Gruppen.

Erste Gruppe, deren Quelle die Construction der Flugmaschine ist.

Zweite Gruppe, deren Quelle das Luftmeer ist.

Die gefährlichste Eventualität der ersten Gruppe ist das Versagen des Motors. Obschon zur Erreichung und Sicherung eines vollkommen verlässlichen Functionirens des Motors, denselben sowohl im Principe als in der Ausführung, möglichst einfach construire, ein Versagen factisch auch ausgeschlossen sein muss, ist eine Sicherung für diese Eventualität doch unerlässlich.

Im Momente, in welchem der Motor versagt, beginnt die Flugmaschine zu fallen und zwar für diesen Moment mit der Accelleration der Schwere — g —. Mit Eintritt einer Fallgeschwindigkeit wird die Tragfläche einen widerstehenden Druck erzeugen, die Fallgeschwindigkeit wächst nur mehr mit einer verminderten Accelleration $\mathfrak{g}$. Der Beharrungszustand im Fallen wird eintreten, d. h. die Fallgeschwindigkeit wird eine constante sein: wenn die active Beschleunigung des Fallens gleich ist mit der Beschleunigung des passiven Luftwiderstandes (Verzögerung):

$\mathfrak{g}_f = \mathfrak{g}_W$, es ist aber: $\mathfrak{g}_f = \frac{G - W}{M}$ und $\mathfrak{g}_W = \frac{W}{M}$ somit $G = 2W$, $W = \frac{G}{2}$, wenn also der Luftwiderstand mit dem halben Gewichte gleich ist, bleibt die Fallgeschwindigkeit constant.

Aus diesem gewinnen wir die Geschwindigkeit des Beharrungszustandes:

$$\frac{G}{2} = W = 0.13\, F_f\, v_f^2 \text{ also } v_f = 1.96\sqrt{\frac{G}{F_f}}$$

$\frac{G}{F_f}$ ist die für den freien Fall active Flächenbelastung, die zulässige Landungsgeschwindigkeit bestimmt die Grösse derselben.

Am entsprechendsten glaube ich den Werth der Landungsgeschwindigkeit zu veranschaulichen, wenn ich diesen mit einem Sprunge von einer Höhe vergleiche.

Nehmen wir z. B. an, der Stoss des Landens entspräche einem Sprunge von einer 1.8 m Höhe; dies ist schon ein unangenehmer Sprung, doch unsere Körperconstruction hält denselben immerhin aus, ohne Schaden zu erleiden. Dieser Höhe entspricht eine Endgeschwindigkeit von:

$$v_f = \sqrt{2gh} = 5.94$$

Diesen Wert als massgebend in die frühere Gleichung eingeführt, finden wir die höchstzulässige Flächenbelastung mit:

$$\frac{G}{F_f} = 0.26\, v^2{}_f = 9.0 \text{ klgr.};$$

wegen der günstigen concaven Gestalt unserer Tragfläche können wir diesen Wert etwas grösser, mit 9.0 ∾ 12.0 klgr. annehmen, womit alsdann ein, obigem Sprunge gleichwertiges, unfallfreies Landen gesichert ist.

Weiteren kleineren Eventualitäten einer solchen Flugmaschinen-Construction kann nur durch solide zweckentsprechende Ausführung entgegengesteuert werden.

Die Eventualitäten der zweiten Gruppe werden wir im Capitel „Ausnützen der günstigen und Bekämpfen der ungünstigen Luftbewegungen“ behandeln.

Das Princip der Druckerzeugung.

Zur Erzeugung eines Auftriebes können verschiedene physikalische und mechanische Gesetze, respective Principien, dienstbar gemacht werden.

Der Auftrieb durch specifisch leichtere Gase (Deplacement), die Tragfähigkeit der Luft durch deren statischen — soferne überhaupt von einer „Statik“ bei den so mobilen Luftarten die Rede sein kann — „Dichtewiderstand“, gehören nicht unter unsere Behandlung; das dynamische Flugprincip erzeugt den Auftrieb durch Arbeit, wobei natürlich ebenfalls verschiedene Mittel angewendet und Wege eingeschlagen werden können.

Meines Erachtens müssen drei, streng dynamische Principien der Druckerzeugung unterschieden werden, obschon es schwierig ist, diese scharf von einander zu trennen, da sie bei fallweise gegebenen Flügelapparat meist in einandergreifend zur Geltung kommen.

Das Erste nützt zur Erzeugung eines Auftriebes jenen Widerstand der Luft aus, welchen diese als träge Masse einer bewegten Fläche entgegensetzt. Im Weiteren nennen wir es kurzweg „I“ oder „Trägheitsprincip“.

Das Zweite benützt den Reactionsdruck einer strömenden Luftmasse „II“ oder „Reactionsprincip“.

Endlich das Dritte erzeugt einen Auftrieb, indem es die lebendige Kraft $\frac{Mv^2}{2}$ zu Compressionsarbeit verwendet, die dynamische Energie in potentielle umwandelt, wir nennen es „III“ oder „Transphormirprincip“.

Nachstehend sollen diese Principien eingehender behandelt werden.

Das Trägheitsprincip (I).

Die Druckerzeugung nach diesem Principe ist die älteste; der maschinellen Druckerzeugung schien eben am nächsten gelegen, weil die Construction die einfachste, die Ausführung die leichteste ist, Flächen in der Luft mit gewisser Geschwindigkeit vorwärts zu bewegen. Das Ungünstige einer derartigen Druckerzeugung aber, wonach nur mit Aufwand ganz enormer Arbeit ein entsprechender Auftrieb zu erreichen ist, machte die diesbezüglichen, seit langem und vielfach angestellten Versuche, vollkommen fruchtlos.

Wird eine Fläche — F — mit der Geschwindigkeit — v — in ruhender Luft vorwärtsbewegt, so wird zufolge der Trägheit der Luftmolecüle ober der Fläche Vacuum, unter der Fläche Compression erzeugt. Die Summe des Vacuum- und Compressionsdruckes bildet für uns den Nutzdruck, aus dem sich der Auftrieb ergibt, während als nicht angestrebtes Resultat, oberhalb der Fläche zuströmend, unterhalb abfliessend, Luft mobilisirt wird und die Quelle des Arbeitverlustes bildet.

Je grösser die Geschwindigkeit und die in Mitleidenschaft gezogene Luftmasse ist, desto grösser ist

der erzielte Druck. Die Masse der Luft kann durch zwei Mittel vergrössert werden: *a*) durch Vergrössern der Fläche; *b*) durch Vergrössern der Compression, also Anwenden grösserer Geschwindigkeit. Von derartigen Apparaten werden also jene die besseren sein, welche die Luft bei möglichst geringer Geschwindigkeit möglichst stark comprimiren.

Es muss für die Fläche eine Bewegung vorausgesetzt werden, dass diese zur ursprünglichen Lage immer parallel oder wenigstens nahezu parallel bleibe; eine centrale Bewegung bei welcher diese Annahme nicht möglich, also schon centrifugale Kräfte auftreten, ist für derartige Flügelapparate unzulässig.

Der active Luftbereich bewegt sich alsdann sozusagen mit, ausserhalb dieses Bereiches aber ist der normale Zustand des Luftmeeres unbeeinflusst, es herrscht eventuell Ruhe und Gleichgewicht. Ebenso wird die radiale Position der Flächen, wie solche bei den Rädern zutrifft, das Resultat kaum merklich ändern, so lange die Zahl der Flächen klein, der Radius aber gross ist und das Wesen der parallelen Bewegung durch centrifugales oder centripetales Drängen der Luft nicht geändert ist. Dass nur wenig Flächen anzubringen sind, beim Rade höchstens vier, so dass immer nur eine in Activität ist, folgt aus der Einsicht, dass eine günstige Druckerzeugung möglichst grosse Masse der bethätigten Luft bedingt; mehrere eingeschobene Flächen aber die Luft ungünstigerweise in kleine Theile sondern.

Auf die theoretische Behandlung dieser Druckerzeugung weiter einzugehen entspricht nicht dem Zwecke dieser Schrift, umsoweniger, nachdem die Lösung des Flugproblemes hier auf Grund eines anderen Principes (III) zum Vorschlage kommt.

Indess sollen gleichwohl hier die Folgerungen angeführt werden, welche darauf bezügliche Studien ergaben, und welche in der Flugmaschinenbaupraxis, auch schon hier, zur Verwendung kommen.

1. Die wiederholt vorkommende Voraussetzung, dass zur Erzeugung eines Druckes die Bewegung der Fläche eine beschleunigte sein muss, ist jedenfalls eine irrige Verwechslung der Aërodynamik mit der Mechanik der festen Körper. Den Dienst der Beschleunigung versieht hier die Compressibilität der Luft.

2. Bei Bewegung einer Fläche im unbegrenzten Luftmeere, ist die Angehphase der Luftbewegung sehr kurz, das Anwachsen des Druckes auf das überhaupt mögliche Maximum geschieht momentan, fast auf der Stelle, im weiteren Verlaufe bleibt der Druck constant und zwar solange die Geschwindigkeit dieselbe bleibt. Ein regelrechter Luftstrom wird und soll auch nicht hiebei erzeugt werden — darum sollen die Intervalle der Flächen gross sein — die Luftmolecüle machen eben nur einen Ausschlag nach allen Seiten — weichen vor der Fläche seitlich aus — gelangen aber, von Wirbelungen abgesehen, fast an ihrer ursprünglichen Stelle wieder zur Ruhe.

3. Für parallel oder nahezu parallel fortbewegte Flächen ist die günstigste die Kreisform. Bei dieser ist die erreichbare Compression, im Verhältnisse der Flächengrösse, die bedeutendste. Bei verschiedener Ausdehnung der Fläche richtet sich dies Maximum der Compression nach der kleineren Breitedimension.

4. Concave oder sackartige Flügelflächen vergrössern den Compressionsraum, vergrössern also den Nutzdruck der Angehphase, sind daher für Flügelconstructionen mit kleiner Flügelphase nicht nur günstig, sondern unerlässlich.

5. Die Flächenconstante ist unter Umständen auch von der Geschwindigkeit abhängig, immer aber vom relativen Werte des Flächenumfanges zur Flächengrösse.

6. Jede Flächengrösse scheint eine günstigste Geschwindigkeit zu besitzen.

7. Es ist eine feststehende Thatsache, dass der Druck mit dem Quadrate der Geschwindigkeit in directem Verhältnisse steht.

Die Berechnungen für dieses Druckerzeugungs-Princip werden wir mit Hilfe der Formeln I und II durchführen, darum möge hier noch Einiges über die in denselben vorkommenden Constanten stehen.

1. Wie schon bemerkt wurde, ergaben Versuche und Beobachtungen für die Constante ζ den Wert 1.82 $\sim$ 3. Es drängen sich unwillkürlich die Fragen auf:

a) Warum ist ζ grösser als eins?

b) Warum variabel?

c) Warum für grössere Flächen grösser?

Die naheliegendste Erklärung wird sein, den Grund hiefür in der Variabilität des specifischen Gewichtes γ zu suchen; dieses ist verschieden nach dem Grade der Compression und übt auf den Druck eminenten Einfluss, denn dieser ist gegeben durch:

$$P_n = Fh\gamma.$$

Diese Compression aber verursacht theils die Geschwindigkeit hervorbringendes, theils dieselbe aufbrauchendes Drängen der Lufttheile, wird also ebenso beim Entstehen als Verschwinden der Geschwindigkeit auftreten und bemerkbar sein. Der Umstand also, dass bei Luftbewegungen Compression unausweichlich ist, erklärt, warum ζ immer grösser als eins ist.

Dass die Compression aber von sehr vielen Nebenumständen abhängig ist, erklärt die Variabilität.

Dass bei grösseren Flächen schliesslich ζ grösser ist, findet seine Erklärung darin, dass bei grossen Flächen im Centrum eine grössere Compression erreichbar ist als bei kleinen, denn diese bestimmt der Trägheits-Widerstand der davor befindlichen Luftmasse, welche bei grösseren Flächen grösser ist. (Figur 4 und 5.)

$\frac{\zeta \gamma}{2g}$ in Einem zusammengefasst nehmen wir hier consequent 0.13.

2. Bei completeten Flügelconstructionen werden wir auch eine Constante der speciellen Construction zu unterscheiden haben, welche als Gütefactor des Functionsprincipes der Flügel, von Fall zu Fall ermittelbar sein wird.

3. Schliesslich, über den ökonomischen Wirkungsgrad des Flügelapparates wird jene Constante Aufschluss geben, welche das Verhältnis des nützlichen Widerstandes der Flügelflächen zu dem schädlichen Widerstand der übrigen Constructionstheile ausdrückt. Dieses Verhältnis bildet die erste Frage für die praktische Verwendbarkeit einer Combination; ohne Berücksichtigung dieses Factors gewinnen wir zwar — wie es schon wiederholt geschehen ist — scheinbar (theoretisch) ganz gute Apparate, die jedoch in Wirklichkeit nicht 5·0 (fünf) Percent Nutzeffect ergaben; berücksichtigen wir aber diesen Factor, was zur Sicherung der Lebensfähigkeit einer Construction unerlässlich ist, so beschränkt dieser die anwendbare Geschwindigkeit und den Einstellwinkel der Flügelflächen ganz energisch.

Der Arbeitsbedarf der Druckerzeugung. Der bei der parallelen Vorwärtsbewegung einer Fläche durch den Widerstand der Luft resultirende Druck bildet die Tragfähigkeit — Auftrieb —, ergibt aber auch den Arbeitsbedarf:

$$L = P_n v.$$

Das Verhältnis des Auftriebes zur nöthigen Arbeit

bleibt also, — gestalte sich der Ausdruck für P_n wie er wolle — immer:

$$\frac{P_n}{P_n v} = \frac{1}{v}$$

welches Verhältnis bezeugt, dass es für den Arbeitsbedarf vollkommen gleichgiltig ist, ob die Flügelfläche eine vollkommenere oder weniger vollkommene Construction ist; ob mit dieser grösserer oder kleinerer Druck erzeugt werden kann. Einfluss übt eine besser construirte Fläche nur auf die überhaupt nöthige Flächengrösse für den gegebenen Auftrieb und damit vermittelnd auf den Arbeitsbedarf dadurch, dass für günstigere, wirksamere Construction kleinere Geschwindigkeit erforderlich ist. Obiges Verhältnis kann für gegebenen P_n nur durch Verkleinern der Geschwindigkeit, also Vergrössern der Fläche, gebessert werden; nachdem wir aber damit sehr bald an die Grenze des überhaupt Möglichen gelangen, kann dasselbe immer nur sehr klein ausfallen. Dies liegt in der Natur des Druckerzeugungsprincipes, daran kann nichts geändert werden.

Eigentlich aber ist der Begriff den dieses Verhältnis ausdrückt, rein akademischer Natur, für das meritorische Urtheil, bezüglich der Lösbarkeit oder Nichtlösbarkeit des Flugproblemes ergibt es eben gar keinen praktischen Anhaltspunkt. Aufrichtig behandelt gestattet es aber einen untrüglichen Schluss auf den Wert einer vorliegenden Construction.

Um nun klarzulegen, ob überhaupt und inwieferne die Lösung des Flugproblemes auf dem bisher behaupteten Standpunkte, mit den bekannten Mitteln möglich ist, sollen Flugmaschinenprojecte für Rad- und Schraubenflügel, deren Constructionen nach diesem Principe arbeiten, im Folgenden gegeben werden.

Das Flügelrad*).

Diese Flügelconstruction besteht aus einigen, an der Peripherie einer Radconstruction angebrachten Flächen; für deren Anzahl, aërodynamische Rücksichten, das Ausbalanciren und die Ausführbarkeit der Construction, vier als die günstigste erscheinen lässt.

Die gesammten Dimensionen des Rades werden umso entsprechender ausfallen, je vollkommener die angebrachten Flächen ausgenützt sind; nur schwach ausgenützte Flächen können zu keiner brauchbaren Construction führen.

Ein mit fixen Flächen ausgeführtes Rad ergibt keinen Auftrieb, diese müssen gesteuert werden. Die entsprechendste Steuerung wird jene sein, welche die vollkommenste Ausnützung der Flächen erzielt, diese nun ist die continuirlich arbeitende Kettensteuerung

*) Segelrad, wie überhaupt alle mit Segel in Verbindung gebrachten Benennungen, bin ich nicht im Stande in der Aëronautik für richtig und zulässig zu finden, nachdem der Begriff „Segel", eine der Luftströmung ausgesetzte passive Fläche, jede Activität ausschliesst. Segeln kann man nur an der Berührungsfläche zweier specifisch verschiedener Medien, im Homogenen ist jedes „Segelmanöver" unwirksam, ein „Segeln" unmöglich.

mit einer Uebersetzung von 1 : 2. Mit dieser wird die Flügelfläche aus der tangentialen Stellung 1 (Fig. 6) über 2 in die vollactive Stellung 3 überführt, von hier ab, immer noch hubergebend, über 4 zurück in Stellung 1.

Ermittelung der Constante dieser Construction. Der normale Druck auf die Flügelfläche resultirt eine horizontale und eine verticale Componente, diese ergeben den Auftrieb und den Arbeitswiderstand. In je einem Raumviertel ist immer nur eine Fläche, wir werden also für jedes Viertel den medialen Wert des normalen Druckes, resp. deren Componente ermitteln müssen.

I. Viertel: Die Fläche schliesst mit der tangentialen Bewegungsrichtung den Winkel α ein (Fig. 7). Der Winkel der Radverdrehung ist A. Beide Winkel sind variabel, nach angegebener Uebersetzung ist aber für alle Stellungen:

$$A = 2\alpha, \text{ nach Figur 7 ist } \beta = A - \alpha = \alpha.$$

Nachdem der normale Druck gegeben ist durch:

$$0.13\, F_t v^2 \sin^3\alpha,$$

wird der horizontale Druck sein:

$$\left.\begin{array}{l} H = +\, 0.13\, F_t\, v^2 \sin^3\alpha \cos\alpha \\ V = +\, 0.13\, F_t\, v^2 \sin^4\alpha \end{array}\right\}_{0^0}^{45^0}$$ der verticale aber:

Um das Medio dieser Werte zu bekommen, bilden wir die Summe sämmtlicher Werte von $0^0 \sim 45^0$ und dividiren durch die entsprechende Bogenlänge:

$$\pi/_4 = 0.7854.$$

Die Summe wird sein:

$$\int_0^{45} \sin^3\alpha \ \cos\alpha \ d\alpha = \left.\frac{\sin^4\alpha}{4}\right\}_0^{45}$$

$\sin^4\alpha$ (=) 0.25 somit der mediale Wert für H.

$$\frac{0.25}{3.14} = 0.0796$$

für V aber: $\int_0^{45} \sin^4\alpha$ medio $= 0.0566$, womit alsdann:

$$\left.\begin{array}{l} H_I = + 0.13 \ F_1 \ v^2 \ 0.0796 \\ V_I = + 0.13 \ F_1 \ v^2 \ 0.0566 \end{array}\right\}$$

II. Viertel. (Figur 8.) $A = \alpha + \beta$, $A = 2\alpha$, $\beta = \alpha$

$$\left.\begin{array}{l} H = + 0.13 \ F_1 \ v^2 \sin^3\alpha \cos\alpha \\ V = + 0.13 \ F_1 \ v^2 \sin^4\alpha \end{array}\right\}_{45^0}^{90^0}$$

$$\left.\begin{array}{l} H_{II} = + 0.13 \ F_1 \ v^2 \ 0.2387 \\ V_{II} = + 0.13 \ F_1 \ v^2 \ 0.6335 \end{array}\right\}$$

III. Viertel. (Fig. 9.) Mit Uebergang ins dritte geometrische Viertel schlägt der für die Druckformel massgebende Winkel um, derart, dass während derselbe vorher innerhalb der Tangente gelegen war, hiemit ausserhalb zu liegen kommt; der Aufdrehwinkel ist nicht mehr identisch mit dem Einfallwinkel der Luftströmung. Es besteht aber die Relation zwischen den Winkeln α und α':

$$\alpha' = 180^0 - \alpha, \text{ somit } \left\{\begin{array}{l} \sin\alpha' = \sin[180^0 - \alpha] = \sin\alpha \\ \cos\alpha' = \cos[180^0 - \alpha] = - \cos\alpha \end{array}\right.$$

$A = 2\,\alpha'$.

Wir bringen also $\alpha \begin{cases} 45^0 \\ 90^0 \end{cases}$ in Rechnung, womit die Resultate mit früheren identisch ausfallen, nur für cosinus ist — cosinus zu nehmen.

$$\left.\begin{aligned} H_{III} &= -0{\cdot}13\ F_1\ v^2\ 0{\cdot}2387 \\ V_{III} &= +0{\cdot}13\ F_1\ v^2\ 0{\cdot}6335 \end{aligned}\right\}$$

IV. Viertel. (Fig. 10.)

$$\left.\begin{aligned} H_{IV} &= -0{\cdot}13\ F_1\ v^2\ 0{\cdot}0796 \\ V_{IV} &= +0{\cdot}13\ F_1\ v^2\ 0{\cdot}0566 \end{aligned}\right\}$$

Den Angriffspunkt dieser Kräfte nehmen wir in den Schwerpunkt der Fläche, diese besitzen also ein Moment auf die Radwelle.

Bilden wir die Summe der verticalen Kräfte an der Welle:

$$\begin{array}{r} 0{\cdot}0566 \\ 0{\cdot}6335 \\ 0{\cdot}6335 \\ 0{\cdot}0566 \\ \hline 1{\cdot}3802 \end{array}$$

es ist also $V = 0{\cdot}13\ F_1\ v^2\ 1{\cdot}38$ und führen wir noch die Totalfläche ein: $F_1 = \frac{F}{4}$ so ist:

$$V = 0{\cdot}13\ F\ v^2\ 0{\cdot}345$$

als Gesammt-Auftrieb.

Die Summe der horizontalen Schubkräfte:

$$\begin{array}{rr} +\ 0{\cdot}0796 & -\ 0{\cdot}2387 \\ +\ 0{\cdot}2387 & -\ 0{\cdot}0796 \\ \hline +\ 0{\cdot}3183 & -\ 0{\cdot}3183 \end{array}$$

ist an der Welle gleich 0.0.

Den Arbeitsbedarf ergibt die Summe der Momente. Wir werden uns die Arbeit erleichtern und einfach die peripheriale Kraft ermitteln (es bleibt dasselbe Resultat).

Wie die Figuren 7 bis 10 zeigen ist aber die tangentiale Componente ebenso gross als die verticale und die Arbeit darum:

$$L = 0{\cdot}13\ F\ v^3\ 0{\cdot}345$$

Als Constructionsconstante finden wir also hier 0·345 was soviel sagt: „von der angewandten Gesammtfläche ist nur 34·5% ausgenützt".

Suchen wir den pro Arbeitseinheit ermittelten Hub, so finden wir:

$\frac{P}{L} = \frac{1}{v}$ ebenso gross als bei parallel vorwärtsbewegten Flächen.

Ein günstigeres Resultat als dieses, kann mit diesem Druckerzeugungsprincipe wie bekannt nicht erreicht werden. Wir müssen darum die hier gegebene Radconstruction als die beste bezeichnen und wollen sie als Normalconstruction betrachten.

Das solcherart construirte Rad wird für einen gegebenen Auftrieb das kleinste Selbstgewicht haben, jedes andere Rad muss schwerer ausfallen.*)

---

*) Berechnen wir nach diesem die Leistungsfähigkeit des Wellner'schen Rades, dessen Dimensionen in der „Zeitschr. f. Luftschiffahrt etc." Berlin, XIV. Jahrgang, 1895,

Die Detailbestimmung der Flugmaschine. Die Grösse der anzubringenden Gesammtflügelfläche bestimmt die Rücksicht auf eine gesicherte, unfallfreie Landung.

Als Minimum gelte für das gegebene Gewicht von 300·0 klgr. 24·0 m³. Nach der ermittelten Constructionsconstante kommt von der applicirten Flügel-

---

Heft 1, Januar, Seite 25, gegeben sind, nach welchen: $v = 17{\cdot}75$, $F = 12\,m^2$. Der Auftrieb:

$$V = 0{\cdot}045\ F\ v^2 = 0{\cdot}045 \times 12 \times 315 = 170\ \text{klgr.}$$

Der Arbeitsbedarf:

$$L = 0{\cdot}045\ F\ v^3 = 0{\cdot}045 \times 12 \times 5592 = 3020\ \text{klgr/m} = 40\ \text{HP},$$

der pro klgr/m erzeugte Auftrieb aber $\frac{1}{v} = 0{\cdot}06$ klgr.

Das Versuchsrad ergab in Wirklichkeit nur einen Auftrieb von:

$$P = 55.0\ \text{klgr.}$$

Bei einem Arbeitsbedarf von:

$$L = 709{\cdot}5\ \text{klgr/m} = 9{\cdot}46\ \text{HP},$$

wobei der pro klgr/m entfallende Auftrieb:

$$\frac{55}{709{\cdot}5} = 0{\cdot}0775\ \text{klgr. ausmacht.}$$

Stellen wir diese Resultate einander gegenüber, so sehen wir: Das Schiefstellen der Flächen hat den pro klgr/m erzielten Auftrieb wohl um etwas erhöht, dafür aber die Flächen so gering ausgenützt, den Gesammtauftrieb derart vermindert, dass dieser kaum etwas mehr als $^1/_3$ des minimalsten Eigengewichtes von 150 klgr. erreicht; wogegen die gegebene Normalconstruction einen Ueberschuss von 20 klgr. aufweist, allerdings nur mit dem Arbeitsaufwande von circa 45 HP, wenn wir 10% als die Arbeit des schädlichen Widerstandes dazuschlagen.

fläche in verticaler Richtung nur 34·5% zur Activität, es sollte also eine Totalfläche von

$$\frac{24{\cdot}0}{0{\cdot}345} (=) 70.0 \text{ m}^2$$

angebracht werden. Für acht Flügelflächen ergibt obige Gesammtfläche $\frac{70}{8} = 8{\cdot}75 \text{ m}^2$, bei einer Dimensionsaustheilung von 1 : 2, einem Raddurchmesser von 9·0 m; solch ein Rad aber mit nur 30·0 ∾ 40·0 klgr. Gewicht, kann wohl ohne Bedenken als unausführbar bezeichnet werden.

Nachdem die Möglichkeit nicht ausgeschlossen ist, die Sicherung der Landung auch anderweitig zu lösen, oder ein derartiges Arrangement zu treffen, womit im Nothfalle durch einen Griff die Steuerung auf die vollwirksame Stellung sämmtlicher Flächen gebracht werden kann, wird die Berechnung auf Grundlage dieser letzteren Voraussetzung weiter geführt.

Die Gesammtfläche alsdann mit $F = 24{\cdot}0$ angenommen, ergibt sich für eine Fläche:

$$\frac{24}{8} = 3{\cdot}0,$$

die Dimensionen derselben mit $\left.\begin{matrix} b = 2{\cdot}5 \\ a = 1{\cdot}25 \end{matrix}\right\}$ angenommen,

ist $F_1 = ab = 3{\cdot}125$ und $F = 8\,F_1 = 25{\cdot}0 \text{ m}^2$.

Hiemit ergibt sich fürs Rad ein Diameter:

$$D = 2{\cdot}5 + 1{\cdot}0 + 2{\cdot}5 = 6{\cdot}0.$$

Die Flügelfläche besteht aus einem eisernen Rahmen, welcher durch die Achse desselben in zwei gleiche Felder getheilt wird. Um entsprechende Ausbauchungen der Fläche nach beiden Seiten zu ermöglichen, kommt zur Ueberspannung des Rahmens ein elastischer Drahtspiralenstoff zur Verwendung. In den Maschen des Stoffes ist sammtartig ein wolliger Schlingenfaden eingezogen, welcher an beiden Seiten zu einer wohlabdichtenden mulligen Oberfläche appretirt ist.

Detaillirtes Calcül ergab für ein Rad (ohne Welle) 50·5 klgr. Gewicht. Dies ergäbe pro m^2 Fläche 4·0 klgr. was wohl als Minimum gelten kann.

Das Gewicht der weiteren Bestandtheile gestaltet sich derart, dass das Gesammtgewicht wird:

Flügelräder	100·0	
Motor complet	60·0	
Gehänge complet mit Welle	45·0	Eine halbe Stunde Reisedaüer
Brennmaterialvorrath . . .	20·0	
Luftschiffer	75·0	
Summa	300·0 klgr.	

Der Arbeitsbedarf ist hiebei, nachdem der nöthige Auftrieb mit 334·0 klgr. gesetzt wird:

$$P = 334 = 0{\cdot}13 \times 25{\cdot}0 \times v^2 \times 0{\cdot}345, \quad v^2 \,(=)\, 300,$$

$$v = 17{\cdot}3$$

$$L = 334 \times 17{\cdot}3 = 5778 \text{ klgr./m}, \quad N = 80 \text{ H P},$$

$$n \,(=)\, 100, \quad \frac{1}{v} = 0.06.$$

Hiebei ist der praktische Wirkungsgrad noch unberücksichtigt; eine gute Construction der Raddetails vorausgesetzt, veranschlagen wir denselben, mit 10%*) angenommen, dazu, so ergibt sich für den Motor ein effectiver Bedarf an Leistung

$$N = 88 \backsim 90 \text{ H P.}$$

Vortheil dieser Construction: dass kein besonderes Steuer nöthig sein wird.

Nachtheile sind:

1. Grosser Arbeitsbedarf, welcher die Ausführung schwierig, ja fraglich macht.

2. Grosse Empfindlichkeit der Flugmaschine gegen Luftwellen, welche aus den getrennt, beiderseits liegenden Stützpunkten folgert, also geringe Stabilität während der Reise.

3. Mangel einer Fallversicherung.

4. Das Gehänge muss wegen der grossen Räder hochbeinig werden, wesshalb auch am Boden, beim Angehen geringe Stabilität vorhanden ist.

Mit vorstehenden Erwägungen ist die Radflugmaschine ins richtige Licht gestellt, wonach kaum vorauszusehen ist, das reine Vorliebe für diesen Flügelapparat einen Constructeur bewegen wird, den Kampf mit den Schwierigkeiten aufzunehmen, die eventuell besiegbar, aber besiegt doch nur zu einer Construction

*) Was aber keinesfalls genügend sein wird.

führen, die eben gar keinen speciellen Vortheil besitzt, für den Gebrauch aber höchst schwerfällig und unpraktiocabel ist.

Die Flügelräder mit tangential — unter kleinem Winkel — arbeitenden Flügelflächen sind eine Vereinigung der mindergünstigen Wirkungsweise der Schraube mit der schwerfälligen Construction des Rades, ohne auch nur den geringsten Vortheil der beiden zu vereinigen. Es kann für diese Räder jedenfalls, mit Aufwand der entsprechenden Quantität an — „netto" — gutem Willen, bis zu einer gewissen Grenze beliebig hoher Auftrieb pro Arbeitseinheit erreicht und ausgewiesen werden; ein derartiges Rad aber zu construiren, welches auch nur das eigene Gewicht zu tragen im Stande ist, wird selbst dem routinirtesten Constructeur kaum gelingen.

Die Luftschraube.

Ueber die Wirkungsweise der Schraube, respective ob diese günstig oder ungünstig ist, sind die Meinungen getheilt. Versuchsresultate mit kleinen, propellerartigen Schrauben können hier nicht in Betracht kommen, kleine Schrauben sind unmöglich gut; auch müssen derartige Schrauben nach ganz anderen Principien ausgeführt werden als Propellerschrauben. Die Vortheile der Luftschraube, rein constructiver Natur, sind so bedeutend, dass dieselbe trotz der — angenommen — erwiesen ungünstigeren Druckerzeugung, bei der definitiven Lösung des Flugproblemes ernst in Betracht gezogen werden muss.

Zur Verhinderung einer Rotation des Gehänges werden zwei Schrauben anzubringen sein. Für diesen Fall ist die Thatsache bekannt, dass zwei aufeinander arbeitende Schrauben nur verminderte Wirkung ergeben. Es dürfte aber eine Anordnung möglich sein, bei welcher gegeneinander gedrehte Schrauben die Wirkung wenigstens unvermindert belassen, ja sogar etwas erhöhen.

Die Druckerzeugung. Die Schraube besteht aus einigen schiefstehend in der Luft vorwärts be-

wegten Flächen. Für solche Flächen ist der normale Druck (nach Formel II) gegeben durch:

$$P_n = 0{\cdot}13\ F\ v^2 \sin^3 \alpha.$$

Dieser Normaldruck ergibt einen hebenden, für uns den Nutzdruck, und einen Arbeit verbrauchenden Widerstandsdruck. Nach Fig. 10, Tafel IV ist ersterer:

$$P = P_n \cos \alpha,\ \text{zweiter}\ P_o = P_n \sin \alpha.$$

Die zu leistende tangentiale Arbeit ist alsdann:

$$\left.\begin{array}{ll} & L = P_o\, v = P_n \sin \alpha\, v = 0{\cdot}13\ F\ v^3 \sin^4 \alpha \\ \text{der Auftrieb dabei:} & P = 0{\cdot}13\ v^2\ F \sin^3 \alpha \cos \alpha \end{array}\right\}$$

Wie wir sehen, ist das Verhältnis der Arbeit zum erzielten Auftrieb bedeutend abhängig vom Einstellwinkel der Fläche: $\frac{\operatorname{cotg} \alpha}{v}$.

Fragen wir vor allem: unter welchen Umständen gewinnen wir das Maximum des Auftriebes und wie gross ist dies?

Vereinigen wir obige zwei Gleichungen, indem wir α eliminiren und bilden die Differential-Quotiente $\frac{dP}{dL} = 0$, so gewinnen wir jene Arbeit, für welche der Auftrieb ein Maximum wird mit:

$L = 0{\cdot}13\ Fv^3\ 0{\cdot}5625$ und vermittelt für den Winkel

$$\sin \alpha = \sqrt[4]{0{\cdot}5625} = 0{\cdot}866 \text{ somit } \alpha = 60^0.$$

Bedeutend einfacher und unmittelbar gewinnen wir den Winkel, für welchen der Auftrieb ein Maxi-

mum wird, wenn wir aus der Formel für den Auftrieb die Differential-Quotiente

$\frac{dP}{d\alpha}$ bilden, dessen Ergebnis alsdann ist:

$$tg\alpha = \sqrt{3} = 1{\cdot}732 \text{ somit } \alpha = 60^0.$$

Dieser maximale Auftrieb ist sodann:

$P = 0{\cdot}13\,F\,v^2\,0{\cdot}3247$ und das Verhältnis

$$\frac{P}{L} = \frac{0{\cdot}32}{v\,0{\cdot}56} = \frac{cotg}{v} = \frac{0{\cdot}57}{v}.$$

Für die praktischen Ausführungen interessirt uns aber hauptsächlich derjenige Einstellwinkel, für welchen das Verhältnis $\frac{P}{L}$ ein Maximum wird.

Bilden wir $\frac{P}{L} = B$, ferner die Differential-Quotiente

$\frac{dB}{d\alpha} = 0$, so gewinnen wir für α:

$cotg\,\alpha = 1{\cdot}732$ und aus diesem $\alpha = 30^0$.

Bei diesem Einstellwinkel ist der Auftrieb:

$$\left.\begin{array}{l} P = 0{\cdot}13\,F\,v^2\,0{\cdot}10825 \\ L = 0{\cdot}13\,F\,v^3\,0{\cdot}0625 \end{array}\right\} \text{ der Arbeitbedarf aber:}$$

das Verhältnis $\frac{P}{L} = \frac{1{\cdot}73}{v}$ als Maximum.

Der Umstand, dass dieses Verhältnis hier bedeutend günstiger ist als beim Rade, mag zu der Behauptung Anlass gegeben haben, dass die Schraube ein günstigerer Apparat für Druckerzeugung ist als das Rad. Obzwar dies vom praktischen Standpunkte aus entschieden der Fall ist, kann uns für die theoretische

Seite dieser Behauptung obiges Resultat nicht irre führen; nachdem wir zugleich den Wert des absoluten Auftriebes und die hiemit zur Geltung kommende Flächengrösse mit in Betracht ziehen, womit wir entschieden klargestellt finden, dass für gleichen Auftrieb mit gleich grosser Fläche, wozu der früher behandelte Maximalwert dem beim Rade gefundenen annähernd gleich ist (Constr.-Constante 0·3247 und 0·345), der Arbeitsbedarf für das Rad aber durch die Constante 0·345, für die Schraube hingegen durch 0·5625 charakterisirt ist, derselbe also für die Schraube 1·63 mal so gross ist als für das Rad.

Die Flächengrösse. Von der angebrachten Totalfläche kommt für die Mässigung des Fallens nur ein Theil zur Geltung. Das bekannte Minimum von 25 m^2 als nöthig angenommen, gewinnen wir die Totalfläche: (Fig. 11.)

$$25._0 = F \sin^4 \beta$$

ist $\alpha = 30^0$ so entfällt für $\beta = 60^0$, $\sin^4 \beta = 0{\cdot}5$ $F = \frac{25{\cdot}0}{0{\cdot}56} (=) 45._0 \ m^2$. Auf acht Flächen ausgetheilt ergibt für eine: $F_1 = \frac{45}{8} = 5{\cdot}625 \begin{cases} 3{\cdot}35 \\ 1{\cdot}675. \end{cases}$

Dies ergibt einen Dyameter für die Luftschraube:

$$D = 3{\cdot}35 + 1{\cdot}3 + 3.35 = 8._0{}^{\underline{m}} \ *.)$$

*) Wie dies Erfordernis zeigt, verursacht die Sicherung eines gefahrlosen Landens auch hier constructive Schwierigkeiten.

Die Flächen werden derart hergestellt, dass über vier an den Speichen festsitzenden Aluminiumrippen dünne Stahldrähte gespannt werden, auf welche alsdann der leichte Seidenstoff angebracht ist. Detaillirte Nachrechnung ergab für die zwei Luftschrauben ein Gewicht von $73._0$ klgr., also pro m^2 1·6 klgr. Für die anderen Bestandtheile des Flugapparates aber folgende Gewichte:

Flügelapparat	73·0	
Gehänge und Hauptwelle	45·0	
Motor	60·0	
Brennmaterial	47·0	1·0 ∾ 1·5 Stunden Reisedauer
Luftschiffer	75·0	
Summe .	300·0 klgr.	

Der theoretische Arbeitsbedarf dieser Construction ist:

$334 = 0·13 \times 45 \times v^2 \times 0·10825$ aus diesem v (=) $23._0\underline{^m}$
somit $L = 0·13 \times 45·0 \times 529 \times 0·0625$ (=) 4400 klgr/m.

$$N = 60._0 \text{ H P.}$$

$$n \,(=)\, 100, \frac{P}{L} = 0·075.$$

Versuche ergaben für den praktischen (ökonomischen) Wirkungsgrad:

$$0·53 \sim 0·77$$

womit sich die effective Leistungsfähigkeit des Motors für den günstigsten Fall

$$N = 78 \text{ H P ergibt.}$$

Die angewandte Doppelschraube, bei welcher die eine etwas grösseren Dyameter besitzt als die andere, bedingt überhaupt eine wohldurchdachte und sorgfältig ausgeführte Construction; principielle oder Ausführungsfehler vermindern sehr leicht den Wirkungsgrad und die Gesammtleistungsfähigkeit, womit dann der Arbeitsbedarf an die hundert H P beträgt.

Vortheile dieser Construction:

1. Der Wegfall einer Flächensteuerung. Die feststehenden Schraubenflügel sind bei entsprechender Tragfähigkeit mit bedeutend geringerem Gesammtgewichte herzustellen als die beim Rade;

2. die Flugmaschine besitzt in der Luft nur einen einzigen Stützpunkt, Luftwellen haben darum nur geringen Einfluss, die Stabilität während der Reise ist wenig gefährdet, die Pendelungen der Flugmaschine werden gering sein;

3. die Construction ist vollkommen ausbalancirbar, das Angehen geschieht ruhig. Die Stabilität am Boden, während des Angehens ist ebenfalls gesichert;

4. die Schraube kann mit einfachen Mitteln zusammenklappbar gemacht werden, womit die Dimensionen ausser Gebrauch klein, die Manipulation am Boden günstig ist;

5. mit der Flügelconstruction unzertrennlich verbunden, ist uns zugleich ein unfallfreies Landen gesichert, es ist nur zur Verhinderung des Rückwärtslaufens eine Arretirung anzubringen.

Nachtheile sind:

1. Der sehr bedeutende Arbeitsbedarf;
2. grosse Dimensionen (schwierige Ausführung);
3. unter allen Umständen nur kurze Reisedauer.

Versuche mit Schrauben in Dimensionen ausgeführt, wie solche in der aëronautischen Praxis nöthig sein werden, liegen uns noch nicht vor; eine Lösung des Flugproblemes mit dieser Construction wird aber entschieden möglich sein.

Die in obigem gegebene Rechnungsweise besitzt, wie wir wissen die Bedingung zur Grundlage, dass die Flügel der Schraube in solcher Entfernung von einander stehen, dass die Luft Zeit findet, von einem zum anderen in Ruhe zu gelangen, die Flügel also in ruhender Luft vorwärts schreitend angenommen werden können.

Bei kleinen, doppel- oder vielflügeligen Schrauben ist diese Voraussetzung nicht zulässig, darum mögen diese folgend gerechnet werden.

Solche Schrauben erzeugen einen continuirlichen Luftstrom; die Richtung dieses Luftstromes ist genau axial, ohne jede tangentiale Verschiebung. Es wird, nach diesem zu schliessen, keine tangentiale, sondern lediglich eine axiale Arbeit geleistet. Diese Arbeit ergibt der obere Vacuum- und der untere Compressionsdruck. Die axiale Geschwindigkeit muss also so gross sein, als der Summe beider entspricht, mehr den Verlusten, welche durch unausgenützt entweichende Luftmengen entsteht.

Unserer obigen Schraube entspricht nach den ermittelten Betriebsverhältnissen eine axiale Geschwindigkeit:

$$b \sin \alpha \, i \frac{n}{60} = 1.95 \times 0{\cdot}5 \times 8 \times \frac{100}{60} (=) \; 13{\cdot}0 \, \underline{m} = v_a$$

Die activen Drucke ergeben nach dem Vorhergesagten den Auftrieb, derselbe in Rechnung gezogen, wird der Arbeitsbedarf:

$$L = P\, v_a = 333 \times 13 = 4329 = 57{\cdot}7 \text{ HP.}$$

Die Verluste der Luftmobilisirung welche sind: Luftwirbelungen, mindere Wirksamkeit der nicht ganz axial abfliessenden (durchgehenden) Luft, die Arbeit der schädlichen Luftwiderstände, Luftreibung und Reibung der Achsentheile, mit $25^0/_0$ veranschlagt, ergibt sich für den Motor ein effectiver Bedarf an Leistungsfähigkeit:

$$N = 58 : (100-25)\% \, (=) \, 78 \text{ HP},$$

womit wir zu dem oben schon ermittelten Resultate gelangten.

Suchen wir den Nutzeffect dieser Schraubenconstruction als Luftförderapparat, indem wir die geleistete Arbeit mit der lebendigen Kraft der mobilisirten Luft vergleichen, welche gegeben ist durch:

$$\frac{M v_a^2}{2} = 0{\cdot}066 \, F v_a^3.$$

Der Luftstrom hat den Querschnitt welchen die Flügel der Schraube bestreichen. Die Geschwindigkeit des continuirlichen Luftstromes ist aber geringer als die axiale Geschwindigkeit der Flügel und zwar in dem Verhältnisse, als die bestrichene Fläche der Flügel grösser ist als die Projection der Flügelflächen selbst.

Diese Projection ist: $45{\cdot}0 \cos \alpha = 45{\cdot}0 \times 0{\cdot}866 \, (=) \, 39.0 \text{ m}^2$. Um also die abfliessende Luftmenge zu berechnen, kann entweder der reducirte Querschnitt oder die reducirte Geschwindigkeit in Betracht gezogen werden.

Wie die Versuche ergaben, ist die factische Geschwindigkeit (ohne Reduction) zufolge der Verluste durch Compression

und durchgehende Luft um 15% kleiner als die der Schraubengeschwindigkeit entsprechende

$$v_a = 13.0 - 2{\cdot}0 = 11{\cdot}0\,m.$$

Die bestrichene Fläche, Querschnitt des Luftstromes unmittelbar an der Schraube, ist:

$$r_1^2 \pi - r_2^2 \pi = 3.14\,(4.0^2 - 0.65^2) = 3.14 \times 15.6 = 48.9\,m^2,$$

somit die reducirte Geschwindigkeit:

$$11.0 \times \frac{39.0}{48{\cdot}9}\,(=)\,8{\cdot}75$$

und die lebendige Kraft:

$$L = 0{\cdot}066 \times 48.9 \times \overset{-3}{8{\cdot}75}\,(=)\,2164\ \text{klgr,m.}\,(=)\,29\ HP.$$

Schliesslich der Nutzeffect der Luftmobilisirung:

$$\eta = \frac{29}{78}\,(=)\,37\%,$$

welcher bei den meisten Luftförderapparaten anzutreffen ist.

Diese Betrachtung führt uns zur Erkenntnis — und das war der Zweck dieser vergleichenden Rechnung —, dass aus der Güte (Leistung) eines Apparates als Luftfördermaschine eben kein Schluss auf die Güte desselben als Auftrieberzeuger (Flügelapparat) möglich ist. Derartige, schon öfter in Anwendung gekommene, Orientirung kann sehr leicht zu vollständigem Irrthume führen und ist darum zu vermeiden.

Ferner kann ich hier Folgendes nicht unerwähnt lassen: Es ist bekannt, dass der effective Arbeitsbedarf eines jeden rotirenden Flüssigkeits-Mobilisirapparates fast nocheinmal so gross ist als der theoretische Bedarf, welcher durch das Product des gerechneten Flügeldruckes und der Flügelgeschwindigkeit ermittelt wird, wie es allgemein usuell und

wie auch wir den Arbeitsbedarf auf Seite 40 und 44 rechneten, indem genommen wurde:

$$L = P_0 \, v.$$

Die Ursache der so grossen Differenz liegt, ausser den rechnerisch ermittelbaren Verlustarbeiten, hauptsächlich in der Unzulänglichkeit der Rechnungsweise; der tangentiale Flügeldruck multiplicirt mit der Rotationsgeschwindigkeit ergibt eben nicht in allen Fällen den Gesammtarbeitsbedarf.

Auf die theoretische Ableitung der richtigen Ermittelung des Arbeitsbedarfes einzugehen, liegt ausser dem Bereiche dieses Buches. Ich habe diese aber in meiner Arbeit über „Hochdruckcentrifugalpumpen und Centrifugalcompressoren“ bereits niedergelegt.

Das Reactionsprincip (II).

Dieses Druckerzeugungsprincip ward in der Aërnautik praktisch noch nicht erprobt, die technische Ausführung machte Schwierigkeiten; die nur sehr geringen Druckergebnisse, somit sehr grossen Arbeitserfordernisse der bezüglichen Versuche und Calcüle eiferten keinesfalls an, die Vervollkommnung dieses Principes anzustreben. In neuerer Zeit begegnet man gesprächsweise vorgebrachten Anschauungen, welche den „Auftrieb als eine Reihe von Explosionen“ auffassen.

Durch Explosionen kann jedenfalls ein Auftrieb erzeugt werden; durch Aenderung des Aggregatzustandes, sowie durch die entstehende Wärme gewinnen wir Volumvergrösserung, welcher eine gewisse Geschwindigkeit, respective Compression entspricht. Soviel Explosionsmaterial aber mitzunehmen, dass der erstellbare Reactionsdruck zu einer Luftreise genügend sei, ist nicht möglich; hiezu müssen anderweitige, vermittelnde Processe noch zu Hilfe genommen werden.

Das Wesen des Reactionsdruckes ist bekannt, die Entstehung ist am einfachsten veranschaulicht,

wenn wir uns ein Gefäss vorstellen, in welchem sich eine Flüssigkeit unter gewissem Drucke befindet; öffnen wir an einer Seite eine Ausflussöffnung F, so wird an dieser die Flüssigkeit mit einer, dem inneren Drucke entsprechenden Geschwindigkeit,

$$v = \sqrt{2gh}$$

ausfliessen, der Druck aber an dieser Stelle aufhören. An der entgegengesetzten Wand verbleibt der herrschende Druck, es wird somit zwischen den zwei Wänden eine Druckdifferenz bestehen. Dieser Druck ist der Reactionsdruck, seine Grösse ist:

$$P_n = F\,p,$$

welcher das Gefäss der Ausströmung entgegengesetzt bewegen wird.

Wollten wir eine Flugmaschine mit Hilfe des Reactionsdruckes in Thätigkeit setzen, so müsste, von der entsprechenden Tragfläche abfliessend, ein continuirlicher Luftstrom erzeugt werden. Der Arbeitsaufwand müsste sein:

Minimum der Tragfläche $F = 25._0\ m^2$, der nöthige Gesammtauftrieb $P = 334$ klgr. Es ist also ein Flächendruck von $\frac{334}{25 \times 10000} = 0{\cdot}00134$ Atmph. nöthig.

Zur Erzielung dieses Reactionsdruckes bedürfen wir einer Abflussgeschwindigkeit von:

$v = \sqrt{2gh}$, $h = 0{\cdot}00134 \times 8000 = 10{\cdot}72$, somit $v (=) 14{\cdot}5$.
Die abfliessende Luftmenge wird sodann sein:
$Q = F\,v$. Die hierdurch repräsentirte lebendige Kraft

$\frac{M v^2}{2} = 0{\cdot}066\ F\ v^3 = 5029{\cdot}0$ klgr/m (=) 67 H P. Nachdem diese abfliessende Luftmenge auch zugeleitet werden muss, ist ein Luftförderapparat nöthig, setzen wir für diesen einen Wirkungsgrad von $\eta = 65\%$ voraus, so ist der nöthige Gesammtarbeitsbedarf:

$$N \,(=\, 100{\cdot}0 \text{ H P.}$$

Berücksichtigen wir noch, dass bei unseren bis heute bekannten Luftförderapparaten ein viel geringerer Wirkungsgrad zur Geltung kommt, so erkennen wir das Hindernis, welches einer Lösung des Flugproblemes auf dieser Basis entgegensteht.

Suchen wir den pro klgr/m erzielbaren Hub: $\frac{P}{L}$ so finden wir, nachdem

$$P = \text{Atmph.} \times F \times 10000,\ L = \frac{M v^2}{2},$$

$$\frac{P}{L} = \frac{0{\cdot}066\ F\ v^2}{0{\cdot}066\ F\ v^3} = \frac{1}{v} = 0{\cdot}069.$$

Der Vogelflug.

(Die alternirenden Flügel.)

Die Beobachtung des Vogelfluges erweckt in uns das Gefühl und die Ueberzeugung, dass der Flügel der Flugthiere um Vieles günstiger arbeitet, als unsere bekannten rotirenden Constructionen; der Arbeitsbedarf des Vogels ist unmöglich so gross, als wir diesen für unsere Constructionen theoretisch ermitteln und praktisch — leider — bestätigt finden. Das Wesen des Vogelfluges hatte man nicht erkannt, den Grund des geringen Arbeitsbedarfes nicht gefunden; hoffte aber mit Nachbildung des Flügelapparates auch in Besitz des vollkommenen Fluges und des geringen Arbeitsbedarfes zu gelangen.

Der Vogelflügel arbeitet entschieden nach einem ganz eigenen Druckerzeugungsprincipe, darum will ich in diesem separaten Capitel versuchen, das Wesen der Function zu ergründen, den Grund des günstigen Resultates zu erklären.

Das Studium des Vogelfluges lässt folgende beachtenswerte Momente erkennen:

1. Günstige Gewichtsconstellation überhaupt;

2. Die denkbar günstigste Flügelform;

3. Individuelle Geschicklichkeit;

4. Vortheilhafter Gebrauch der Flügel, d. h. Verwertung eines günstigen Druckerzeugungsprincipes.

ad 1. Das specifische Gewicht der grösseren Type unserer Flugmaschine (300 klgr.) ist annähernd 5·0, dasjenige der kleineren Type (150 klgr.) aber 4·2, für Flugthiere wurde dies mit 0·2—0·7 ermittelt. Unsere Flugmaschinen besitzen also rund ein $10._0$ mal grösseres specifisches Gewicht als die Flugthiere der Natur. Das specifische Gewicht ergibt aber die relative Flächenbelastung und diese die Flächengrösse als Factor der Flugfertigkeit und des Arbeitsbedarfes. Um den Flugthieren gleichgestellt zu sein, müssten wir Flächen von $75._0$ resp. $35._0$ m^2 anwenden, solch grosse Flächen aber herzustellen mit einem Gewichte pro m^2 unter 4·0 klgr., ist nicht möglich; auch die Natur konnte dies nicht, selbst mit ihrem so vollkommenen Federnmateriale. Das Verhältnis der Festigkeit zum specifischen Gewichte begrenzt ganz präcise die Grösse der noch möglichen Flügelconstruction, weswegen auch monströse Thiere, wie es solche am Boden und im Wasser gab und noch gibt, fürs Luftmeer niemals geschaffen wurden, nicht geschaffen werden konnten.

ad 2. Die Flügelform ist die günstigste, ebenso das Material derselben, welches wir kaum nachzubilden im Stande sein werden. Der Flügel ist gekrümmt und kann willkürlich mehr oder weniger gekrümmt werden;

dies ist nöthig und die Grundbedingung einer günstigen Druckerzeugung. Er ist am Körper breit, bietet also eine grosse Tragfläche, an der Spitze aber schmal und ergibt darum nur geringen Bewegungswiderstand (s. Seite 63, 64).

ad 3. Jeder weiss aus eigener Erfahrung oder Beobachtung, welch bedeutenden Unterschied für den Kraftbedarf, z. B. des Schwimmens, die individuelle Geschicklichkeit ausmacht. Während der Anfänger oder minder Geübte nur mit der grössten Anstrengung Bewegungen ausführen, eine gewisse Geschwindigkeit erreichen kann, führt der Geübte die kunstvollsten Bewegungen spielend und die bedeutendsten Touren mit Leichtigkeit aus. Wir würden sehr verschiedene Constructionsconstanten ermitteln, wollten wir das Schwimmen einer rechnerischen Behandlung unterziehen, obschon jeder Schwimmer nur dieselben Hände, Arme und Füsse hat und diese analog gebraucht.

Dass auch beim Vogel die Uebung einen ausschlaggebenden Einfluss für eine günstige Erzeugung des Auftriebes übt, zeigt die Beobachtung verschieden vollkommener Flieger überhaupt, und eines und desselben in verschiedenem Alter. Ein junger Vogel hat dieselben Flügel, dasselbe Gewicht und dieselbe Kraft, kann aber doch nicht fliegen — denn in einem Tage, im Laufe dessen er fliegen lernt, könnte sich ein diesbezüglicher Abgang kaum ergänzen, umsoweniger, da er an diesem Tage nebst grosser Anstrengung meist doch spärlicher zur Nahrung kommt, als im Neste. —

Infolge nicht vollkommen richtiger Anwendung der Construction, erreicht die Flächenconstante nicht die gehörige Grösse und die Constructionsconstante fällt kleiner aus als bei unseren Maschinen. Die Nothwendigkeit einer gewissen Geschicklichkeit und die grössere Schwierigkeit diese zu erlangen, ist um so auffallender, je weniger gewandter Flieger der Vogel überhaupt ist, d. h. je weniger vollkommen er für diesen Zweck im Allgemeinen und im Detail construirt (geschaffen) ist. Während eine Schwalbe in den seltensten Fällen auf die Erde fällt, ist die erste Flugreise eines Sperlings fast ausnahmslos vom Neste auf die Erde; wo er dann laufend, hüpfend und auf höhere Gegenstände flatternd, die Kunst des Fliegens erlernt und Abends schon ins Nest zurück kann. Aber auch noch nach Tagen erkennt man den jungen Sperling am Fluge die junge Schwalbe aber am Abende des ersten Tages, an diesem schon nicht mehr.

Diese allgemeine Geschicklichkeit zum Fluge, wie überhaupt auch diejenige, welche beim Ausführen der verschiedenen Flugmanöver, beim Ausnützen und Bekämpfen der Luftströmungen zur Geltung kommt, glaubte ich kaum unbeachtet lassen zu dürfen, ebensowenig die Constatirung der Thatsache, dass unseren Flugmaschinen von all diesen Fähigkeiten nur äusserst wenige eigen sein werden, weshalb von den Vortheilen, welche daraus erwachsen, denselben kaum einer zugute kommen wird.

ad 4. Die **Ausdauer** und **Leichtigkeit** mit welcher die Vögel den Flug ausführen, bezeigt uns, dass der Arbeitsbedarf des Fluges nicht sehr gross ist. Wie viel Arbeit aber dieser kostet, darüber waren vom Anfange her schon die Ansichten sehr verschieden; eine diesbezügliche Einigung ist nicht leicht möglich, aber auch nicht nöthig. Wünschenswert, ja unerlässlich wäre nur eine Einigung in der Erkenntnis:

I. Dass die **Flugmaschinen unbedingt und natürlicherweise einen grösseren Arbeitsbedarf erfordern als der Vogelflug.** Dies folgt:

a) aus der grösseren Flächenbelastung;

b) aus der starren, nicht acommodirbaren Flügelconstruction;

c) geringere Behändigkeit und Geschicklichkeit (Luftschiffer und Flugapparat sind eben kein organisches Ganzes);

d) dass wir auch nach Erkenntnis des Vogelfluges kaum im Stande sein werden, dass Gesetz desselben vollständig auszunützen; unsere Maschinenconstructionen arbeiten eben nach vollkommen anderen mechanischen Gesetzen, besitzen ganz andere kinematische Verkettungen als die Constructionen der Natur. Wir haben auch in unseren Apparaten für anderweitige Bewegungen nicht die Natur nachgebildet; wir haben keine „Gehmaschinen“ am Boden und keine „rudernden“ Maschinenbote am Wasser. Die Constructionen der Natur functioniren in einer Art, welche

wohl grosse Oekonomie aufweist, keinesfalls aber sehr leistungsfähig ist; unsere Maschinen sind das Gegentheil, sie sind wahre Moloche der Verbrauchsmaterialien, ihre Leistung überbietet aber ganz erheblich jede Construction der Natur gleicher Bestimmung, was wir auch für den Flug höchst wahrscheinlich ebenfalls erreichen werden.

II. Dass der Flug überhaupt mehr Arbeit kostet als das „Gehen" oder „Bergsteigen". Welchen Einfluss die Art und Weise, nach welcher die Arbeit zur Leistung gebracht wird, ausübt, welchen hiebei das vermittelnde Medium zwischen Ursache und Resultat, ist bekannt. Zur Fortbewegung eines z. B. auf Schienen stehenden Wagens mit gewisser Geschwindigkeit, wird ein ganz bedeutend verschiedener Arbeitsaufwand nöthig sein, je nachdem die Fortbewegung mit Vermittlung eines Zugseiles, der Adhäsion, einer ins Wasser getauchten Propellerschraube oder endlich mit Hilfe eines Luftrades geschieht; der numerische Wert des jeweiligen Arbeitsbedarfes ist auf Grund der Regeln der Mechanik und Maschinenlehre ohne weiters zu berechnen, über die Argumentirung dieser Frage ist im Kreise technischer Fachmänner nichts weiter zu sprechen.

Der Flug respective Lufttransport erfordert aber noch bedeutend grösseren Arbeitsaufwand, als der oben erwähnte Schienentransport mit Hilfe eines Luftrades. Dieser Mehrbedarf, der vielfach übersehen wurde, möge hier die entsprechende Würdigung finden.

Es erwächst bei dem Lufttransporte eine bei anderweitigen Transporten überhaupt nicht vorkommende Aufgabe, nämlich die, das Fahrbetriebsmittel auf der Bahn d. h. in der Höhe zu erhalten. Diese Aufgabe ist die schwierigere, erfordert den grösseren Theil des Arbeitsbedarfes.

Bei Fahrmitteln am Boden machte das Erhalten auf demselben ursprünglich gewiss keine Sorge, dies war natürlich, selbstverständlich. Erst im Laufe der Fahrpraxis ergab sich die Nothwendigkeit, die Bahn den mehr weniger schweren Fahrbetriebsmitteln entsprechend, solider, aus festerem Materiale herzustellen. Aehnlich verhielt es sich beim Wasser, wo das ursprüngliche Material der Fahrzeuge, das Holz, ohneweiters auf dem Wasser schwamm. In beiden Fällen bedurfte es nur einer Kraftäusserung für die Vorwärtsbewegung. Hier, beim Flugprobleme hingegen, ist die erste Aufgabe: die Flugmaschine in der Luft zu erhalten; dies kostet den grösseren Theil des Arbeitsbedarfes, und erst in zweiter Reihe kommt die eigentliche Fortbewegung in Betracht, welche auch nur einen kleinen Bruchtheil des gesammten Arbeitsbedarfes kostet; die Reisewiderstände sind eben sehr klein.

Der Wellenflug. Weil aber das Erhalten eines Gewichtes in der Luft so erhebliche Arbeit kostet, bot die Natur ihren Flugthieren ein Aushilfsmittel dadurch, dass sie dieselben befähigte, mit ihrer individuellen Geschicklichkeit die Vortheile ihrer Position in der Höhe auszunützen und sich hiemit die

4*

für den Organismus ihres Körpers nöthige Ruhepausen zu verschaffen; dies Mittel ist der ohne Ruderbewegung ausgeführte Wellenflug.

Wie vollkommen verfehlt aber die Gründe und Mittel sind, welche zur Ausnützung dieser Flugart dem Maschinenfluge anempfohlen werden, ebenso verfehlt ist die Benennung „müheloser Segelflug"!? Demnach sollte das Halten eines Gewichtes — G — mit ausgestrecktem Arme — t — minutenlange keine Mühe, keine (Muskel-) Arbeit sein?

Trotzdem (angeblich) schon analytisch nachgewiesen ist das unwiderlegliche Zutreffen der Behauptung, dass eine Gewichtsarbeit nicht verrichtet wird*), möchte ich doch, ohne jede polemische Absicht, lediglich im Interesse der Frage, folgendes noch beachtet wissen:

Damit ein in der Luft befindlicher Vogel keine Gewichtsarbeit zu leisten habe, müsste er seine Flügel einschlagen. Auf diese Art wird aber kein Wellenflug ausgeführt, es resultirte auch keinen solchen, sondern einen senkrechten Fall. (Die Flächenbelastung wäre eben zu gross.)

Der Wellenflug wird mit horizontal aus gespreizten oder abwärts geneigten Flügeln ausgeführt.

Im Momente als die Ruderaction eingestellt wird, beginnt der Fall, die Anfangsgeschwindigkeit ist 0·0,

*) Zeitschr. f. Luftschiffahrt etc. Berlin, XV. Jahrg. 1896, Heft 1, Januar. A. Platte: „Segelflug oder Ruderflug?"

der Druck auf die Flügel 0·0; von hier ab wächst die Geschwindigkeit bis zum Maximum des Beharrungszustandes, für welchen der Luftwiderstand (senkrechter Fall vorausgesetzt):

$$W = \frac{G}{2} = 0{\cdot}63/2^{*)} = 0{\cdot}13 \times 0{\cdot}15 \times v^2.$$

Die senkrechte Fallgeschwindigkeit des Beharrungszustandes ist aus diesem v (=) 4·0m. Der Gesammtdruck der Luft aber hiebei 0·315 klg., welcher sich wie folgt theilt:

Das Gewicht der Krähe ist 0·63 klgr., die Gesammtfläche 0.15 m^2, hievon entfällt:

$$\left.\begin{array}{ll} \text{Flügel} & .\ 0{\cdot}0594\ m^2 \\ \text{,,} & .\ 0{\cdot}0594\ \text{''} \\ \text{Körper} & .\ 0{\cdot}0324\ \text{''} \end{array}\right\} F = 0{\cdot}15\ m^2,$$

somit der Druck:

$$\left.\begin{array}{ll} \text{Flügel} & \ldots\ 0{\cdot}126 \\ \text{,,} & \ldots\ 0{\cdot}126 \\ \text{Körper} & \ldots\ 0{\cdot}063 \end{array}\right\} 0{\cdot}315\ \text{klgr.}$$

Luftwiderstandsdruck für den Körper. Weil dieser keine ebene Fläche bildet, sollte die reducirte Flächengrösse eingeführt sein, dies ist aber hier nicht geschehen, wie auch die schwache Neigung der Flügel, welche für eine Reise den Vortrieb erzeugt, für die Flächenberechnung unberücksichtigt blieb.

---

*) Zur Grundlage unserer vorstehenden Annäherungsrechnung dienen die Dimensionen der dem Leserkreise der Zeitschrift für Luftschiffahrt etc. bekannten Krähe, aus dem Artikel von A. Samuelson „Einige Gesetze etc.“ 96, Heft 1.

Obiger Druck auf die Flügel wirkt im Schwerpunkte der Flügelfläche, besitzt also den Hebelarm — a b — (Fig. 12). Das Aushalten der Flügel gegen diesen Druck kostet Muskelarbeit und bildet den Arbeitsbedarf des ohne Ruderschlag ausgeführten Wellenfluges.

Dieser Druck erklärt die Thätigkeit des Vogels während des schwebenden Stillstehens. Der Vogel lässt sich nämlich nicht ein in die Ausnützung des Beharrungszustandes, sondern benützt nur die Angehphase, während welcher der Druck auf die Flügel gering ist; fühlt er den Druck des Ruderschlages an den Flügeln, so macht er einige Ruderschläge. Ein Vogel der mehrere hundert Meter hoch in der Luft kreist, macht diese Ruderschläge in verhältnismässig ganz kurzen Intervallen, aber gewiss nicht weil er fürchtet mit dem Boden in Berührung zu kommen, sondern er wird hiezu durch das Gefühl des normalen Ruderdruckes in den Flügeln angeregt.

Dieses so unbegreiflich erscheinende Manöver des Schwebendstillstehens ist durch die wiederholten kurzen Ruhepausen, und durch die günstige Angehmöglichkeit der Flügel, auf vollwirksam comprimirter Luft, mit dem eben zutreffenden Flügeldruck, vollkommen in den Rahmen der normalen Arbeitsleistung hineingebracht und erklärt die Ausdauer welche hiebei beobachtet werden kann.

Auf Reisetouren lässt sich der Vogel auch im Bereiche des Beharrungszustandes ein, doch auch hiebei

lässt er nicht den Flügeldruck über den normalen Ruderdruck anwachsen; diesem steuert er damit entgegen, dass er die Flügel immer mehr und mehr herab neigt. Hiedurch werden zwei Zwecke erreicht: erstens vermindert sich der Hebel des Flächendruckes, die Inanspruchnahme der Muskeln vergrössert sich somit nicht, sondern bleibt dieselbe; zweitens wird die Luft energischer tangential gegen den Körper fliessen, dort eine Compression verursachen und damit den Abgang an Flächengrösse, welcher durch das Herabneigen eingetreten ist, ersetzen, derart, dass die constante Geschwindigkeit des Beharrungszustandes dieselbe bleiben kann.

Zufolge der entsprechenden Flächenbelastung ist die Fallgeschwindigkeit des Beharrungszustandes gering (4·0 m), der Druck auf die Flügel, auch wenn diese mit ihrer Gesammtfläche der Bewegung entgegengesetzt werden, übersteigt nicht die Muskelkraft des Vogels; dieser beginnt aber doch nicht bei voller Fallgeschwindigkeit den Ruderschlag, sondern verwendet vorerst die verfügbare lebendige Kraft zum Beginn des Steigens, die lebendige Kraft des Fallens wird aufgebraucht zur Erzeugung des Erhebens und zur Compression der Luft unter dem Körper. Es kann nämlich beobachtet werden, dass der Flügelschlag nicht an der Wellen-Thalbahn begonnen wird, sondern erst am Fusse der Wellen-Bergbahn.

Der Neigungswinkel, unter welchem der Wellenflug ausgeführt wird, hängt von verschiedenen Um-

ständen ab; in erster Reihe von dem Bewegungszustande der Luft, ferner von der erwünschten Reisegeschwindigkeit.

Am naheliegendsten wird dem Vogel jene Reisegeschwindigkeit somit Position erscheinen, bei welcher der Flügeldruck das gewohnte normale Maass nicht überschreitet. Je nachdem hiebei der Vogel gegen oder mit einer Luftströmung treiben will, muss ein grösserer oder kleinerer Winkel eingenommen werden.

Windstille und $12._0$ m (=) 43 klm. Reisegeschwindigkeit vorausgesetzt, finden wir:

Für den Beharrungszustand des senkrechten Falles muss nach Vorausgesagtem der Luftwiderstand 0·315 klgr. ausmachen. — $\frac{G}{2}$ —. Wird während dieses Falles die Körperfläche, respective Gesammttragfläche, aus der genau horizontalen in eine geneigte Lage gebracht, so resultirt der Luftwiderstand einen Vortrieb, der Fall wird nicht mehr senkrecht, sondern in einer mehr weniger langgestreckten, schiefen Bahn erfolgen. Die senkrechte Fallgeschwindigkeit wird der verminderten horizontalen Flächenprojection entsprechend grösser. Der den Beharrungszustand hervorbringende verticale Luftwiderstand, wird aus der zur Bahn tangentialen und normalen Componente resultiren. Für eine tangentiale Reisegeschwindigkeit von $12._0$ m ist der Stirnwiderstand:
$r = 0·13\, F_r\, v_r^2$, die reducirte Stirnfläche $F_r = 0·003$ ermittelt ist $r = 0·056$, für den Beharrungszustand muss der Vortrieb:

$R = 2r = 0·112$ sein. Dies bedingt einen Winkel:
(Fig. 13.) $\frac{0·112}{0·315} = \sin\alpha = 0·355,\ \alpha = 20^0\, 50'$. Der senkrechte Druck auf die Tragfläche wird sein: $0·315 \times \cos\alpha = 0·294$ also kleiner als für den senkrechten Fall.

Die factische senkrechte Fallgeschwindigkeit, nachdem: $0{\cdot}294 = 0{\cdot}13\ F\ v_f{}^2 \cos^3\alpha$ ($\sin\beta = \cos\alpha$ Fig. 13), $F = 0{\cdot}15$ ist: $v_f = 4{\cdot}25$. Wir sehen, je grösser der Winkel genommen wird, desto kleiner fällt der Druck auf die Flügel aus, damit aber auch die Reisegeschwindigkeit. Will also der Vogel schnell reisen, muss er einen grösseren Flügeldruck aushalten, also grössere Muskelarbeit verrichten. Ebenso wenn die Luft bewegt ist, der Vogel also eine Gegenströmung zu bekämpfen hat. Den nöthigen grösseren Vortrieb kann er nur mit grösserem Einstellwinkel erreichen, nachdem das treibende Eigengewicht constant und gegeben ist. Hiemit fällt aber die horizontale Reisegeschwindigkeit kleiner aus, zum Durchfliegen einer gewissen Strecke wird eine grössere Fallhöhe nöthig sein, der Vogel muss durch Erheben seines Eigengewichtes auf die nöthige Höhe eine grössere Arbeit verrichten.

Das Verhältnis der Flächenbelastung zur Stirnfläche begrenzt die überhaupt erreichbare Reisegeschwindigkeit.

Jeder Stirnflächengrösse entspricht ein günstigster Neigungswinkel, für welchen die Reisegeschwindigkeit ein Maximum wird.

Wir haben auch angedeutet, dass dem Vogel noch andere Mittel zu Gebote stehen, nicht nur das hier Vorausgesetzte eines entsprechenden Neigungswinkels gegen die Flugbahn, sondern vorzüglich auch das Niederneigen der Flügel und Erzeugung einer grösseren Compression unter dem Körper. Wie dies die Flugbahn gestattet, überhaupt die Mechanik des Wellenfluges, wollen wir hier nicht weiter erörtern, sondern nur die auch mit Gesagtem schon als genügend motivirt erachteten Schlüsse kurz zusammenfassen.

1. Ein Wellenflug ohne Muskelarbeit ist nicht denkbar, er widerspräche auch allen Gesetzen der

Physik und Mechanik. Die Arbeit ist nicht einmal kleiner als für den Ruderflug, sondern je nach den auszuführenden Manövern fallweise kleiner und dann wieder grösser, im Durchschnitte aber ebensogross. Die Manöver mit welchen der Wellenflug verbunden ist, ermöglichen es, — dienen aber auch nur dazu — dem Organismus eines lebenden Wesens die unumgänglich nöthigen Ruhepausen zu verschaffen; der Wellenflug will keinesfalls ein „arbeitsparender" oder schon gar „müheloser" Flug sein; die Natur versucht nicht sich gegen ihre eigenen Gesetze aufzulehnen.

2. Die Ruhepausen, wo die Flügel fast ohne Belastung sind, erstrecken sich nur auf die Angehphase der Fallbewegung und sind immer nur von sehr kurzer Dauer. Weil für das schwebend Stillstehen nur diese Angehphasen ausgenützt werden können, ist dies nebst dem Aufflug und dem senkrechten Aufwärtsfliegen*) das schwierigste Manöver für den Vogel. Die grösseren Ruhepausen bei welchen der Flügeldruck nach Belieben grösser oder kleiner gemacht werden kann, um den Preis einer grösseren oder kleineren Fallhöhe, werden durch die Einstellwinkel der Flügel erzielt.

3. Entgegengesetzt der Behauptung, dass zur Bekämpfung des Stirnwiderstandes Arbeit geleistet werden müsse, bedarf diese eben gar keiner Muskelarbeit; die Reisegeschwindigkeit und Bekämpfung des Reisewiderstandes besorgt die Gewichtsarbeit (Positionsenergie).

---

*) Siehe „Das gelöste Problem der Aëronautik", Seite 39.

4. Bei unserem Maschinenfluge, wo das Aushalten der Flügel, nachdem die Maschine genügend kräftig arretirt ist, keine Arbeit kostet, wie dies beim Vogel der Fall ist, könnten Vortheile von dieser Flugart erhofft werden. Leider treten hier Schwierigkeiten anderer Natur entgegen. Die wichtige Bedingung der erforderlichen „Behändigkeit“ werden unsere Maschinen nur sehr unvollkommen besitzen, der Lebensbedingung aber dieser Flugart, das „Gefühl“ in den Flügeln, vollständig entbehren.

Wenn wir einmal als Luftschiffer die entsprechende Geschicklichkeit im Behandeln einer Flugmaschine, sowie die Vertrautheit mit dem Luftmeere erreicht haben, so werden wir auch jedenfalls versuchen, die eventuellen Vortheile dieser Flugart auszunützen. Dies wird mit jedwelcher, eine absolute Flugfähigkeit besitzenden Flugmaschine möglich sein, ein bedeutenderes Brennmaterial-Ersparnis ist aber keinesfalls zu erhoffen.

Das Princip der Druckerzeugung. Um das Geheimnis des Vogelfluges zu erklären, wurden die absonderlichsten Theorien aufgestellt, wo doch die Erklärung einfach, naheliegend ist und keinesfalls eines Verirrens in die mysteriösen Regionen der abstracten Undulations-Theorie erfordert. In der Luft fehlt die für alle Körper nöthige unmittelbare Stütze, diese zu ersetzen, erfasst der Vogel mit seinen Flügeln eine gewisse Menge Luft und presst diese unter seinen

Körper. Der mit diesem Manöver erzielte Auftrieb setzt sich alsdann aus folgenden Theilen zusammen:

1. durch Herabbewegen der Flügel entsteht oberhalb derselben Vacuum, unterhalb Compression. Dieser Druck kann nach Formel I und II gerechnet werden;

2. während bei parallel bewegten Flächen — nach Druckerzeugungsprincip I — die verdrängte Luft nach fünf Seiten des Raumes entweichen kann, ist dies hier nur nach drei Seiten möglich; der nöthige Druck, d. h. die erzielbare Compression wird darum im Verhältnisse grösser;

3. der gekrümmte Flügel trifft während seiner Bewegung schief die Luft, demzufolge wird die unmittelbar anliegende Luft tangential hinaufzu in Bewegung gesetzt. Aus dieser Bewegung resultirt erstens: dass Luft hier nicht entweicht, ehe noch eine gewisse Menge während der Flügelbewegung zufliesst, somit also mehr zur Activität gelangt als der Flächengrösse entspräche; zweitens erzeugt dieser Luftstrom in der Schulterhöhle und unter dem Körper Compression, indem die lebendige Kraft desselben, Comprimir-Arbeit verrichtend, aufgebraucht wird.

Demnach functioniren also die Flügel nicht als unmittelbare Druckerzeuger nach Princip I — wenigstens nur theilweise — ganz entschieden aber nicht als unmittelbare Tragflächen. Die erreichbare Compression wird grösser, der Arbeitsbedarf kleiner, woher sich das Verhältnis derselben auffallend günstig gestaltet. Das Fundamental-Constructionsprincip hiezu aber

bildet: die Anbringung einer passiven, keine Arbeit verbrauchenden Tragfläche. (Das Gewicht der Flugmaschine darf nicht arbeitverbrauchend auf dem Motor lasten, die Arbeit desselben soll nur zur Luftförder- und Comprimirarbeit verwendet werden.)

Die aërodynamischen Vorgänge des Vogelfluges werden sich kaum mathematisch formuliren lassen, die Berechnung des Auftriebes wie Arbeitsbedarfes nach strammen Formeln, ist also nicht leicht möglich. Zur Orientirung genügen Annäherungen, zum Beispiel stehe hier das Calcül — ohne jedwelchem Anspruche in irgend einer Weise als Directive dienen zu wollen — mit welchem ich mir die Vorgänge des Vogelfluges zu erklären versuchte. Als Grundlage der Rechnung diene auch hier die bekannte Krähe (Seite 53).

Der Ausschlagwinkel der Flügel ist natürlich je nach Bedarf, wir nehmen ihn mit 90° an. (Fig. 15, 17.) Der Radius für den Schwerpunkt des Flügels ist:

$$r_s = 0{\cdot}14 \sim \underline{0{\cdot}18} \sim 0{\cdot}22 \quad \text{(Fig. 16)}$$

pro Secunde $1 \sim \underline{3} \sim 4$ Flügelschläge genommen, gewinnen wir als mittlere Geschwindigkeit der Flügelbewegung:

$$v = 2 \times 3 \times 0{\cdot}28 \ (=)\ 1{\cdot}7^m$$

1. Der während des Flügelniederschlages unmittelbar erzeugte Auftrieb ist gegeben durch:

$$P = 0{\cdot}13 \; F \; v^2 \sin^3 \alpha$$

Der Winkel „α“ unter welchem die Luft den Flügel, richtiger gesagt, der Flügel die Luft trifft, ist variabel (Fig. 15), aber ziemlich gross, wir nehmen denselben im Mittel mit 75°, womit:

$$P = 0{\cdot}13 \times 0{\cdot}12 \times 2{\cdot}89 \times 0{\cdot}9 = 0{\cdot}04 \text{ klgr.}$$

Nachdem wir annehmen, dass der Auftrieb nach Druckerzeugung I aus gleichen Theilen des äusseren Vacuum- und des inneren Compressionsdruckes zusammengesetzt ist,

werden wir nach Obigem einen äusseren Druck von 0·02 klgr. in Rechnung bringen können.

2. Den inneren Compressionsdruck, welcher schon nicht nach Princip I erzeugt wird, wollen wir folgend rechnen: Der bestrichene Raum der Flügel ergibt sich, nachdem wir die mittlere Breite der Flügel mit 0·2 (Fig. 14) nehmen,

$0·78 \times \frac{0·5}{2} \times 0·2 \times 2 = 0·078\ m^3$ (Fig. 17). Die pro Secunde deplacirte Luftmenge: $0·078 \times 3 = 0·234\ m^3$.

Diese Luftmenge wird von beiden Seiten her, unter dem Vogelkörper zusammentreffend, gegeneinander gepresst. An den Flügeln selbst, während diese die Luft vorwärts drängen, wird Compression eintreten, der Druck auf dieselben wird aber nicht vollkommen der Compression entsprechen, sondern geringer sein. Die Verminderung folgt und entspricht der Geschwindigkeit, welche die einwärtsgerichtete tangentiale Componente des Flügeldruckes hervorbringt. Die Compression an den Flügeln erstreckt sich auf eine gewisse Schichte einwärts, Luft wird also nicht nur gegen die Mittellinie zu, sondern der ganzen comprimirten Luftschichte entlang, auch vor- und rückwärts abfliessen. Dieser, während des ganzen Flügelschlages constante, Abflussquerschnitt ist unmittelbar am Körper gelegen und nach (Fig. 18 und 19) gestaltet. Die Compression im Querschnitte ist variabel es wird also die Abflussgeschwindigkeit auch variabel sein. Mit Rücksicht auf diese Variabilität wird der Querschnitt mit:

vorne 0·06 m^2
rückwärts 0·06 „
unter dem Vogelkörper 0·02 „
in Summa mit 0·14 m^2 ermittelt.

Die deplacirte Luftmenge eines Flügelschlages also $0·078\ m^3$, wird in $^1/_6$ Secunde durch diesen Querschnitt durchgetrieben; die Geschwindigkeit ist somit:

$$0.078 = 0.14 \times v_k\ ^1/_6, \qquad v_k = 3·34\ m.$$

Nachdem die Geschwindigkeit von $0._0$ bis zu einen gewissen Maximum wächst, ist die massgebende Geschwindigkeit eine mittlere, die Beschleunigung als eine gleichmässige vorausgesetzt, wird die eintretende Endgeschwindigkeit sein:

$$v_e = 2v_k = 6{\cdot}68 \text{ m.}$$

Der diese hervorbringende Ueberdruck ist:

$$h = \frac{v_e^{\,2}}{2g} = 2{\cdot}275 \text{ m}, \quad \frac{2{\cdot}275}{8000} = 0{\cdot}0002845 \text{ Atmph.}$$

Dieser ist also ein medialer Druck im Durchflussquerschnitte; nachdem aber die Druckvertheilung eine derartige ist, dass am Vogelkörper der grösste von diesem entfernter derselbe immer kleiner wird bis 0·0, muss als Wert des grössten: $^3/_2$ 0·0002845 = 0·00042675 ermittelt werden.

Es ergibt sich somit ein Auftrieb von:

0·00042675 × 1500 = 0·64 hiezu sub 1. ermittelte
0·02
0·66 in Summa, welcher

dem Vogelkörpergewichte gegenüber einen Ueberschuss von $5^0/_0$ aufweist. Der Ueberschuss ist in Wirklichkeit wahrscheinlich $10^0/_0$, die comprimirende Wirkung der tangentialen Geschwindigkeit, welche hier weiter nicht in Betracht gezogen werden soll, besorgt die Erhöhung von 5 auf $10^0/_0$.

Der diesen Auftrieb ergebende Druck ist aber auch nicht gleichmässig auf die Vogelfläche in der Richtung von Flügelspitze zu Flügelspitze vertheilt, denn während an denselben der Druck fast 0·0 ist, fällt dieser unter dem Vogelkörper, an Stelle des abwärts fliessenden Luftstromes am grössten aus.

Der Arbeitsbedarf ist mit Berücksichtigung dieser Druckerzeugung:

1. die Arbeit des Vacuumdruckes $L = Pv = 0{\cdot}02 \times 1{\cdot}7$

$$L_1 = 0{\cdot}034;$$

2. der Compressionsdruck vertheilt sich auf den Vogelkörper und die Flügel; der auf den Körper entfallende Theil besitzt keinen Hebelarm, verbraucht keine Arbeit, wogegen der auf die Flügelfläche entfallende einen Hebelarm besitzt und als „Schulterhöhlungsdruck“ Arbeit verbraucht. Eingedenk der schon früher erwähnten Vertheilung dieses Compressionsdruckes ermitteln wir den auf die Körperfläche entfallenden Theil mit: 0·21, den auf die Flügel entfallenden aber mit: 0·48

0·69 — Die Arbeit des Letzteren:

$$L_2 = 0{\cdot}48 \times 1{\cdot}7 = 0{\cdot}816;$$

3. die Arbeit des Aufwärtsschlages: das Flügelende ($^1/_3$) lässt die Luft durch, der Widerstand sei halb so gross als wenn die Luft nicht durchkönnte, wir ziehen also die Hälfte der $^1/_3$ Flügelfläche in Rechnung:

$$0{\cdot}04/2 = 0{\cdot}02 \ m_2.$$

Die übrige Fläche bringen wir, trotz ihrer günstigeren gewölbten Form ohne Reduction in Rechnung:

0·08.

Die Gesammtfläche also 0·1, der Druck:

$P = 0{\cdot}13 \times 0{\cdot}1 \times 2{\cdot}9 = 0{\cdot}0377$, die Arbeit: $P\,v = L_3 = 0{\cdot}064$.

Die Summe der drei Arbeiten, als Gesammtarbeitsbedarf des Vogels:

$$L = 0{\cdot}914 \text{ klgr/m}.$$

Der pro klgr/m erzielte Auftrieb: $\frac{P}{L}$ (=) 0·76.

Rechnen wir die Arbeitsäquivalenz der factisch mobilisirten Luftmenge, so finden wir:

unter den Flügeln pro Secunde deplacirte Masse = 0·031, die Endgeschwindigkeit dieser 6·68 somit:

$$\frac{Mv^2}{2} = 0{\cdot}6918.$$

Die oberhalb der Flügel deplacirte Luftmasse ist ebenso gross, die erreichte Endgeschwindigkeit aber nur 1·7, womit

$$\frac{Mv^2}{2} = 0{\cdot}0446.$$

Die Summe beider $\Sigma \frac{Mv^2}{2} = 0{\cdot}736$ klgr/m. Es scheint also der oben gefundene Arbeitsaufwand des Vogels in Wirklichkeit eher etwas kleiner als grösser zu sein.

Schliesslich der Wirkungsgrad der Flügelconstruction:

$$\eta = \frac{0{\cdot}736}{0{\cdot}914} (=) \, 0.80.$$

Alternirende Flügelconstruction für Flugmaschinen.

Abgesehen von der numerischen Grösse der im früheren gefundenen Werte, klärte mir die Ableitung den Grund der auffallenden Leistungsfähigkeit des alternirenden Flügels. Zu so vollkommenem Apparat macht den Flügel, vom aëronautischen Standpunkte aus, eben seine alternirende Bewegung, welche denselben vom mechanischen Standpunkt aus zu einer so unvollkommenen Construction stempelt. Seine Wirkungsweise, nach welcher derselbe, ohne Continuität arbeitend, eben nicht geeignet ist, einen Luftstrom zu erzeugen, überhaupt wenig Luft mobilisirt, die Luft unmittelbar zusammenpresst, die Transformirung der mechanischen Arbeit zu Compressionsarbeit direct durchführt, also ohne vorher die vermittelnde Bewegungsenergie (lebendige Kraft) erzeugen zu müssen, ermöglicht es, dass die Hauptquelle des Verlustes, die Luftmobilisirung, wegfalle, mit diesem auch diejenigen Verluste, welche beim Verschwinden der Geschwindigkeit entstehen und somit die Druckerzeugung die möglichst günstigste sei.

Bei einer Verwendung der Flügel für eine Flugmaschine ist aber als Constructionsbedingung zu betrachten:

1. Anbringung einer passiven Tragfläche;

2. Anwendung von vier Flügeln. Das grössere specifische Gewicht, die grössere Flächenbelastung, der Abgang des Gefühles in den Flügeln und der Behändigkeit, lassen für nur ein paar Flügel weder einen correcten, anstandslosen Aufflug, noch eine halbwegs horizontale (ruhige) Reise erhoffen.

Der Flügelapparat wird alsdann nach Fig. 21, Tafel VI, für ein Eigengewicht der Flugmaschine von 300·00 klgr. mit einer Gesammt-Flächengrösse von 25·00 m² ausgestattet. Die Gesammtfläche wird annähernd wie folgt ausgetheilt:

Flügel	5·0	erstes Flügelpaar
„	5·0	
„	5·0	zweites „
„	5·0	
Passive Tragfläche	5·0	
Summa	25·0 m².	

Constructionsdetails und Arbeitsbedarf können jeweilig für gegebene Dimensionen, nur mit Hilfe von Versuchen, welche mit Apparaten in Dimensionen des wirklichen Bedarfes ausgeführt sind, ermittelt werden. Nehmen wir zur Orientirungsrechnung früher gefundene Werte zur Grundlage, so muss die grössere Flächenbelastung der Flugmaschinenconstruction berücksichtigt werden, womit wir die Hubleistung pro klgr/m Arbeit mit

$$\frac{P}{L} = 0{\cdot}35 \quad \text{ermitteln.}$$

Nehmen wir noch den Wirkungsgrad der Flügelbethätigung d. h. der kinematischen Verkettung vom Motor zum Flügel mit 70% an, so wird die nöthige effective Arbeitsfähigkeit des Motors sein:

$$L_m = \frac{333._0}{0.25} = 1332._0 \text{ klgr/m } (=) \; 18 \text{ H P} \sim 25^{*}) \text{ H P.}$$

Derselbe darf also pro HP ca. 3 klgr. wiegen.

Bezüglich der Detailausführung sei nur bemerkt:

Die Tragfläche wird aus luftdichtem Stoffe hergestellt, der eigentliche tragende Theil besteht aus einen grossmaschigen Netz aus Tragschnüren; Gewicht pro m² 0·3 klgr.

Die Flügel bestehen: Das Gelenksstück aus façonirtem Stahlblech, die Rippen aus dünnen Stäben der Rohrpalme durch Stahldrähte gespannt und entlastet, der Ueberzug aus Stoff. Die Flügelenden können für den Rückgang luftdurchlässig hergestellt werden, doch wird dies wahrscheinlich überflüssig sein. Das Gewicht derselben beträgt pro m² 2.5 klgr.

Zur Vereinigung zu einem festen Ganzen der vier Flügel und des Motors dient ein Rahmenwerk aus Stahlblechwinkeln.

Das Gehänge für den Luftschiffer besteht aus einem Stativ mit Standplatte aus perforirtem Stahlbleche. Die Füsse des Stativs sind aus Röhren hergestellt, welche aus dünnen Stäben der Rohrpalme zusammengefügt werden. Dieses Material wird am

*) Je nach der Vollkommenheit des Apparates.

besten den Stössen einer eventuell etwas unsanften Landung widerstehen.

Das Gesammtgewicht gestaltet sich bei angedeuteter Ausführung folgendermassen:

Flügelconstruction complet mit Tragfläche:	51.5	klgr.
Traggerüst sammt Schubstangen des Motors:	48·5	„
Gehänge (Fussplatte, Steuer, Zugdrähte, Manipulirhebel):	20.0	„
Motor complet:	60.0	„
Brennmaterialvorrath sammt Behälter aus Aluminiumblech (4—8 Stunden Reisedauer)	45.0	„
Luftschiffer	75.0	„
Summa	300.0	klgr.

Vortheile dieser Flugmaschinenconstruction sind:

1. Der geringe Arbeitsbedarf, darum
2. Grosse Reisedauer.

Nachtheile aber:

1. Der Mangel einer absoluten Stabilität während der Reise und die grosse Empfindlichkeit für Luftwellen welche jeder, mehrere Stützpunkte besitzenden Construction eigen sind. Der Abstand des Schwerpunktes der rechts und links angebrachten Flügel, als Angriffspunkte der äusseren Luftströmungen, ist so bedeutend (5.0 ∾ 5.50 m), die Flügelfläche so gross, dass auch schon der geringste Lufthauch fühlbar sein wird. Je nachdem nämlich die Stützpunkte verschieden in

Wellenberg oder Thal der Luftwelle fallen, wird die Flugmaschine sehr unangenehme, pendelartige Schwingungen machen, die nach der Intensität der Luftbewegung gross, sogar verhängnissvoll werden können. Flugmaschinen mit nur einem Stützpunkt haben dies ebensowenig zu befürchten, wie die Flugthiere. Diese sind erstens schon gegenüber den immer grossen Luftwellen nur sehr klein, der Druckunterschied von einem auf den anderen Flügel ist kaum bemerkbar und vollkommen unschädlich, weil es schliesslich dem Vogel ganz egal ist, ob er in horizontaler oder schiefer Position fliegt und würde er auch factisch vollständig umgewendet werden, findet er gewiss Zeit, bei der um Vieles kleineren Flächenbelastung und grösseren Behändigkeit, während des Fallens wieder die normale Körperlage einzunehmen, den Fall in ein Landen umzuwandeln, oder auch den Flug fortzusetzen; bei einer Flugmaschine ist dies aber nicht möglich, stossweise, bedeutende Störungen der Gleichgewichtsposition sind fast immer mit dem Zugrundegehen verbunden.

2. Die Flügel sind nicht und können auch nicht ausbalancirt sein, weder gegen Eigengewicht noch gegen Luftdruck; dies bedingt eine kräftige schwere Motorconstruction (Welle und Schiebestangen) und eine ebensolche Einstell- und Arretirvorrichtung. Die ganze Maschine wird während der Thätigkeit sehr kräftig vibriren. Abstellen darf man den Motor während der Reise niemals, die eintretende Fallgeschwindigkeit erzeugt so grossen Flächendruck, dass ein neuerliches

Angehen unmöglich ist*) (vier an der Motorwelle sich ausgleichende Flügel leiden weniger an diesem Uebelstand als zwei); momentane Luftstösse zerstören die Flügelconstruction sehr leicht.

Obschon also die alternirende Bewegung keinesfalls als ein, unter allen Umständen anstrebbares Ideal für Flügelapparate gelten kann, derselben vielmehr bedeutende Nachtheile anhaften, ist dieser Flügelconstruction im Wettkampfe um die endgiltige Lösung des Flugproblems wegen des geringen Arbeitsbedarfes unabweislich eine Rolle gesichert.

---

*) Dies ist ein Nachtheil gegenüber den Flugthieren und eines der grössten Hindernisse des Wellenfluges für diesen Apparat; denn während ein Vogel auf kurze Zeit auch über die normale Leistung zu einer Kraftäusserung fähig ist, sind die Motore gerade im Stadium des Angehens nur einer verminderten Leistung fähig.

Das Transformirprincip (III).

Die im Vorhergehenden dargelegte Auffassung der Flügelfunction zeigte uns eine günstige Erzeugung des Auftriebes, indem entsprechende Luftmassen unter einer Tragfläche gegeneinander gepresst werden; die Thätigkeit der Flügel verrichtet hiebei unmittelbar Comprimirarbeit. Es ist aber nicht unumgänglich nöthig, dass ruhende Luft gegeneinander gepresst werde; gegeneinander fliessende Luftströme ergeben dasselbe Resultat. Der Unterschied der zwei Druckerzeugungen ist aber doch ein bedeutender, so in Bezug seiner principiellen und praktischen Durchführung, wie in der Verschiedenheit der erzielbaren Oekonomie.

Während nämlich bei Verwendung ruhender Luftmassen durch alternirende Flügel, die nicht der Druckerzeugung dienende Arbeit der Flügel sehr gering ist, die aufgewendete, unmittelbar zu Comprimirarbeit gebrauchte Energie fast vollkommen dem eigentlichen Zwecke nutzbar wird, der Nutzeffect der Druckerzeugung unter allen Umständen über 80 % beträgt: wird dieser bei Verwendung von fliessenden Luftmassen, wo also diese vorher mit entsprechender Geschwindigkeit bekleidet werden müssen, mit Hilfe eines Luftförderapparates, welche in den

meisten Fällen nur geringen Nutzeffect ergeben; obschon der Wirkungsgrad der Transformirung der lebendigen Kraft in Compressionsarbeit über 90 % ausmacht, kaum 40 % erreichen können.

Trotzdem aber unsere mit fliessender Luft arbeitenden, rotirenden Apparate zur Erreichung desselben Auftriebes gewiss mehr Arbeit verbrauchen werden, als die mit ruhender Luft arbeitenden alternirenden Flügel, veranlassen mich die Ausführungs-, Functions- und Verwendungsvortheile, welche sowohl an Zahl wie an Tragweite für die aëronautische Praxis sehr bedeutend sind, continuirlich arbeitende, rotirende Apparate zur Lösung des Flugproblemes nicht nur in Vorschlag zu bringen, sondern diesen auch den Vorzug zu geben. Der grössere Arbeitsbedarf ist nach meiner Ansicht überhaupt kein Nachtheil, solange derselbe nicht als Hindernis einer Ausführung überhaupt entgegensteht; ob der Vortheil des geringeren Arbeitsbedarfes, die grössere Oekonomie der alternirenden Flügel, die Verwendungsvortheile der rotirenden Apparate überwiegt: möge die ausübende Praxis im Laufe des Gebrauches sodann entscheiden.

Das Wesen des Transformirprincipes veranschaulichend, sei ein derartiges Arrangement in Betracht gezogen, bei welchem unter eine kreisrunde Tragfläche der ganzen Peripherie entlang, in radialer Richtung Luft zugeführt wird; die inneren Vorgänge gestalten sich nach meiner Auffassung und Beobachtung wie folgt:

An dem ganzen peripherialen Querschnitte

$$F_z = 2 r_1 \pi a$$

strömt Luft zu; gegen die Mitte vermindert sich stetig der Durchflussquerschnitt, die Luft wird zusammen- und ein Theil wird aus der ursprünglichen Bewegungsrichtung herausgedrängt; dieses Herausdrängen geschieht in der Richtung des kleinsten Widerstandes, also axial abwärts und kostet Arbeit, nachdem der Luftmasse eine gewisse axiale Geschwindigkeit ertheilt werden muss, welche diese früher nicht besass. Diese Arbeit leistet die lebendige Kraft der zuströmenden Luft. Durch das Drängen, welches die Querschnittverengung verursacht, erleidet die Zuflussgeschwindigkeit eine Verzögerung, die Bewegungsenergie der Luft eine Verminderung; diese Verminderung der radialen Bewegungsenergie ist genau so gross als die geleistete Accellerirarbeit in axialer Richtung. Diesem zufolge wird bei richtiger Construction der innere Compressionsdruck nicht auf dem Förderapparat lasten. Die der Luft innewohnende lebendige Kraft wird successive zu Comprimirarbeit aufgebraucht, die Luft kommt — radial — zur Ruhe, dafür aber hat die zustandegekommene Compression eine axiale Bewegung hervorgebracht und diese auf das entsprechende Maximum gesteigert.

Die erzeugte Compression ergibt den Auftrieb, als Resultat der Energie-Transformirung.

Das Accelleriren der Luft geschieht nur bis zu gewissem Querschnitt (x x Fig. 22, Tafel V), bei

welchem nämlich die Luft der herrschenden Compression entsprechende Geschwindigkeit erreicht hat, womit die Beschleunigung vollendet ist; über diesen Querschnitt hinaus vertheilt sich schon der Luftstrom, die Geschwindigkeit wird an immer grössere Massen übertragen, wird darum selbst immer kleiner, der Querschnitt des Luftstromes wird immer grösser und verschwindet schliesslich im unbegrenzten Luftmeere. Bei entsprechender Construction ist die Transformirung eine vollkommene, d. h. die lebendige Kraft des abfliessenden Luftstromes ist genau gleich mit der des zuströmenden:

$$L_z = L_a.$$

Der derart erzeugte Druck will decidirt unterschieden werden vom sogenannten Reactionsdrucke, sowohl in seiner Erzeugungsweise wie Grösse. Wäre es ein einfacher Reactionsdruck, müsste sich bei der Erzeugung ein Kegel comprimirter Luft bilden und die Strömung ohne Unterbrechung über die Ecke erfolgen, wie Figur 23, Tafel VI, zeigt. Solch ein Kegel stagnirender Luft bildet sich aber nicht; die nöthigerweise verschiedene Compression in den verschiedenen Höhenschichten, schliesst eben ein Stagniren aus, es muss von der Stelle höherer Compression gegen die niederer Compression eine Bewegung eintreten, welche Bewegung aber die inneren Vorgänge bedeutend ändert.

Es sei x x Figur 24, Tafel V, das Profil, in welchem die Beschleunigung vollendet ist, die Luft

also mit der grössten Geschwindigkeit durchfliesst; innerhalb diesem Querschnitte ist die Geschwindigkeit kleiner und gegen denselben zu im Anwachsen. Die in x x durchfliessende Cubatur ist:

$$Q_a = F_a v_a, \text{ in einem anderen Profil: } Q_y = F_y v_y.$$

Eine Continuität im Fliessen vorausgesetzt — die auch wirklich besteht — müsste sein:

$$F_a v_a = F_y v_y.$$

Nachdem die axiale Geschwindigkeit v_y von 0·0 bis v_a anwächst, müsste also für $v_y = o$, $F_y = \infty$ sein, wogegen $F_{y\,max} = F_a$ ist; die Continuität ist also nicht durch entsprechend grössere Querschnitte gesichert, sondern durch Hinzudrängen neuer Lufttheile von der Seite her. Mit Vorwärtsschreiten der Luft gegen x x werden die in gleicher Zeit beschriebenen Wege immer grösser, die Flächen aber nicht im gleichen Verhältnisse kleiner, die Differenz der Volumina wird durch seitlich zufliessende Luftmassen ersetzt, welches hiedurch erzieltes Ineinanderdrängen der Lufttheile das Bilden eines continuirlichen Luftstromes über die Ecke verhindert, den Transphormirvorgang, den Eintritt des vermittelnden Compressionszustandes unausweichlich macht und mit diesen eine günstigere Druckerzeugung sichert (siehe Fig. 22, Tafel V).

Bevor wir den Arbeitsbedarf für einen gegebenen Auftrieb zu berechnen versuchen, sollen einige Fundamentalannahmen motivirt werden.

1. Für unsere Zwecke kann es genügen, nach dem einfachen Mariotte'schen Gesetze zu nehmen:

$$p_0 w_0 = p_1 w_1.$$

Für den normalen Druck $p_0 = 1$ gesetzt, gewinnen wir das variable Volumen durch:

$$w_1 = \frac{w_0}{p_1}.$$

Die Masse der Luft ist gegeben durch:

$$\frac{w_0 \gamma_0}{g} = \frac{w_1 \gamma_1}{g}$$

und ist für alle Zustände constant, aus welchem

$$w_1 = w_0 \frac{\gamma_0}{\gamma_1}.$$

Obigen Werth für w_1 eingeführt, gewinnen wir:

$$\frac{w_0}{p_1} = w_0 \frac{\gamma_0}{\gamma_1}, \; \gamma_1 = \gamma_0 p_1$$

$$\text{nachdem } \gamma_0 = 1{\cdot}292 \begin{cases} 1 \text{ Atmph.} \\ 13^0 \text{ Cels.,} \end{cases}$$

welche atmosphärischen Zustandsverhältnisse für uns als **normal** angenommen werden; gewinnen wir das variable specifische Gewicht der Luft (absolutes Gewicht eines m^3):

$$\gamma_1 = 1{\cdot}292\, p_1$$

wo für p_1 absoluter Druck in Atmosphären zu setzen ist.

Wird p_1 als Ueberdruck über die Atmosphäre gedeutet, wie wir dies hier gebrauchen, so ist zu schreiben:

$$\gamma_1 = 1{\cdot}292\,(1 + p_1).$$

Die bei unseren aëronautischen Apparaten vorkommenden Compressionen sind und können nicht bedeutend sein, höchstens 1 ∾ 1·5 ∾ 2 Tausendstel Atmosphären, die Variabilität des γ_1 ist also nicht so gross, dass diese auf die Dimensionen oder den Arbeitsbedarf ausschlaggebenden Einfluss üben könnte, weshalb wir

$$\gamma_1 = \gamma_0 = 1{\cdot}292$$

als absolut constant annehmen.

2. Von den Verlusten der praktischen Ausführung und Functionirung abgesehen, muss vorausgesetzt werden, dass:

a) die abfliessende Luftmenge nur ebenso gross sein kann, als die zugeförderte Luftmenge;

b) die lebendige Kraft der abfliessenden Luftmenge ebenso gross ist als die der zufliessenden, und beide für sich gleich sind mit dem Arbeitsbedarf des Luftförderapparates.*)

Diese zwei Annahmen formulirend, steht:

$$M_z = M_a \qquad\qquad L_z = L_a$$

$$F_z\, v_z\, \frac{\gamma}{g} = \frac{F_a\, v_a}{g}\, \gamma \qquad\qquad \frac{M\, v_z^2}{2} = \frac{M\, v_a^2}{2}.$$

*) In Wirklichkeit ist natürlich der Arbeitsbedarf der Luftzuförderung bedeutend grösser als die Arbeit, welche die lebendige Kraft der effectiv geförderten Luft repräsentirt. Die Ursachen dieses Mehrbedarfes werden wir im Späteren sehen.

Aus der Gleichung für die lebendige Kraft folgt für $M_z = M_a$

$$v_z = v_a$$

und mit diesem folgt aus der Gleichung für die Masse

$$F_z = F_a.$$

Diese bilden unsere Fundamentalgleichungen und bestimmen: dass für diesen rotirenden Flügelapparat der Querschnitt für die zuströmende und abfliessende Luft gleich gross ist, ebenso die Geschwindigkeit der Zuströmung und des Abfliessens.

Die nöthige Luftmenge und theoretischer Arbeitsbedarf.

Den nöthigen Auftrieb bestimmt das Eigengewicht der Flugmaschine sowie die erwünschte Actionsfähigkeit und wird nach Seite 7 genommen:

$$P = 1{\cdot}1\ G \text{ klgrm.}$$

Die Grösse der Tragfläche bestimmt die nach Seite 11 unerlässliche Sicherung einer unfallfreien Landung und ist:

Tragfläche = $F\,m^2$, dies ergibt einen Radius $r_1 = \sqrt{\frac{F}{\pi}}$.

Auf Grund dieser ist der nöthige Arbeitsbedarf zu berechnen.

Ohne auf stramm mathematisches Formuliren der detaillirten inneren Vorgänge sich einzulassen, wird uns mit genügender Annäherung folgendes einfache Calcül zum Ziele führen. Die an der Peripherie zugleich eintretenden Luftelemente bleiben im Vorschreiten

nicht beisammen, denn während die Luftelemente der oberen Schichten (an der Tragfläche) lediglich durch die Querschnittverengung verzögert werden, darum schneller vorwärtsschreiten, werden die Elemente der unteren Schichten ausser der Querschnittverengung auch durch die Luftmassen, welche aus den oberen Schichten herausgedrängt und herabzuströmend, den unteren sich in den Weg stellen, verzögert. Die Verzögerung der unteren Schichten ist also eine um Vieles energischere; diese müssen darum den oberen Schichten gegenüber zurückbleiben.

Den medialen Weg der radialen Verzögerung werden wir in Anbetracht, dass die Luftelemente die Wegstrecke $r_1 - r_a$ alle belaufen, im Abflussquerschnitt der grössere Theil aber an der Peripherie austritt und nur wenige bis gegen den Mittelpunkt zu, als mediale Distanz, hier also $r_a/_3$ gilt, somit insgesammt:

$$s_z = r_1 - {}^2/_3\, r_a$$

setzen. (Figur 34, Tafel VII.)

Vorausgesetzt noch, dass die Bewegung der Luftelemente eine derartige ist, dass in der Zeit, in welcher die radiale Verzögerung sich vollzieht, auch die axiale Beschleunigung vollendet wird, t_z also indentisch ist mit t_a, so folgt mit der schon im früheren gefundenen Bedingung $v_z = v_a$, dass

$$g_z = g_a \text{ und } s_z = s_a \text{ ist.}$$

Nachdem somit für Zufluss und Abfluss sämmtliche Dimensionen gleich sind, werden wir in der

weiteren Rechnung keine Indexe setzen, ausser bei $F_a = F_z$ zur Unterscheidung von F der Gesammttragfläche.

Wird eine Masse der Einwirkung einer constanten Kraft ausgesetzt, so erfährt diese eine beschleunigte Bewegung; nach den Gesetzen der Mechanik besteht zwischen den massgebenden Factoren — theoretisch — folgender Zusammenhang:

$$P = M g$$

und die für gegebenen Druck nöthige Masse:

$$M_t = \frac{P}{g}.$$

Die Accelleration g können wir aus den Dimensionen der Tragfläche rechnen, denn es ist:

$$g = \frac{v}{t} \text{ und } s = r_1 - {}^2/_3 r_a = vt - g\frac{t^2}{2}, \quad t = \frac{2(r_1 - {}^2/_3 r\ )}{v}$$

die Zeit des Durchfliessens d. h. die Zeit der Druckeinwirkung womit:

$$g = \frac{v^2}{2(r_1 - {}^2/_3 r_a)} \text{ und}$$

$$M_t = P\frac{2(r_1 - {}^2/_3 r_a)}{v^2}.$$

Die einer Druckeinwirkung auszusetzende active*) Luftmasse ist somit gegeben.

Diese Masse kann auch noch ausgedrückt werden, indem in Betracht gezogen wird, dass die Verzögerung und Beschleunigung**) in (t) Zeit vollendet

*) Auftrieb ergebende.

**) Der Durchfluss.

wird, für welche Zeit die zufliessende Masse gegeben ist durch: $2 r_1 \pi a v t 0{\cdot}132 = M_t$, für — t — den obigen Wert eingeführt und die zwei Ausdrücke für — M_t — als gleich einander gegenübergestellt finden wir:

$$a = \frac{P}{v^2 2 r_1 \pi 0.132} = 1{\cdot}206 \frac{P}{v^2 r_1}$$

womit die Hauptdimension des Flügelapparates, die Höhe der peripherialen Zuflussöffnung ermittelt haben.

Die weiteren Dimensionen alsdann sind, aus dieser folgend:

$2 r_1 \pi a = r_a^2 \pi$ somit der Radius der Abflussöffnung

$$r_a = \sqrt{2 r_1 a}$$

$$t = \frac{2 (r_1 - {}^2\!/_3 r_a)}{v}, \qquad g = \frac{v}{t}, \qquad M_t = \frac{P}{g}$$

die Masse für eine Secunde:

$M = \frac{M_t}{t}$ und $L = M \frac{v^2}{2}$ der theoretische Arbeitsbedarf.

Die noch nöthige Geschwindigkeit — v — kann mit Hilfe der Flächenbelastung durch den Auftrieb:

$$\frac{P}{F\,10000} = \text{Atmosphäre, Atmph.} \times 8000 = h,$$

entsprechend der bekanten Relation: $v = \sqrt{2gh}$ genommen werden, womit alsdann sämmtliche Dimensionen fixirt sind. Für das Verhältnis der Zuflussöffnung — F_z — zur Gesammttragfläche finden wir hiebei, nach Einführen des Wertes für — a — in

$$2 r_1 \pi a = r_a^2 \pi:$$

$$2\,r_1\,\pi\,\frac{P}{v^2\,2\,r_1\,\pi\,0{\cdot}132} = r_a^2\,\pi, \qquad \frac{F\,10000}{2\,g \times 8000 \times 0{\cdot}132} = F_z$$

$$F_z = 0{\cdot}48\,F \text{ als constant.}$$

Bei dieser Annahme der Geschwindigkeit ist demnach die Zu- und Abfluss-Oeffnung annähernd die Hälfte der Tragfläche.

Es ist aber eben nicht nöthig die Geschwindigkeit nach Besagten zu bestimmen. Das Wesen der Transformirung schliesst in keiner Weise aus, dass auf demselben Wege eine grössere oder kleinere Geschwindigkeit aufgebraucht und erzeugt wird, also eine grössere oder kleinere ($\pm$) Accelleration zur Verwendung komme. Es kann nämlich die Geschwindigkeit innerhalb gewisser Grenzen, auch bei ein und derselben Tragfläche, willkürlich genommen-, resp. die Höhe der Zuflussöffnung der Gesammtconstruction am besten entsprechend gewählt- und mit dieser die zutreffenden übrigen Dimensionen ermittelt werden. Der Gang der Berechnung wird dabei folgender:

Gegeben ist: F, r_1, P, a somit auch: $2\,r_1\,\pi\,a = F_z$, $r_a^2\,\pi = F_a$, r_a und $s = r_1 - {}^2/_3\,r_a$. Aus der Gleichung für den Auftrieb und der activen Luftmasse folgt dann:

$$\left.\begin{aligned} P = M_t\,g = M_t\,\frac{v}{t} \\ F_z\,v\,t\,0{\cdot}132 = M_t \end{aligned}\right\}\ \text{für } v = \sqrt{\frac{P}{F_z\,0{\cdot}132}}.$$

Die übrigen Dimensionen alsdann wie im Früheren.

Die erwähnten Grenzen, innerhalb welcher die Geschwindigkeit willkürlich gewählt werden kann,

setzt die Bedingung einer vollkommenen Transformirung; es muss nämlich ein ganz bestimmtes Verhältnis zu diesem Zwecke zwischen der Geschwindigkeit und Flächengrösse bestehen; im Verhältnisse sehr kleine Geschwindigkeit geht unter der Tragfläche verloren ohne überhaupt praktisch einen Auftrieb zu ergeben, etwas grössere nützt noch immer die Fläche nicht vollständig aus. Die günstigste Geschwindigkeit kann für eine gegebene Fläche lediglich versuchsweise ermittelt werden, als Kennzeichen dient das Zustandekommen des richtigen Verhältnisses zwischen F und F_a respective $F_a = F_z$ das heisst: der nöthigen Contraction des Luftstromes als automatische Regulirung für $M_z = M_a$ und $L_z = L_a$, welche Bedingungen die Grundlage einer vollkommenen Transformirung bilden.

Einen vollkommenen Transformirvorgang vorausgesetzt, mag aber — v — wie immer gewählt werden, die Flächenbelastung grösser oder kleiner sein, grössere oder kleinere Luftmassen zur Verwendung genommen werden; das Verhältnis des Auftriebes zur Arbeit bleibt stets gegeben durch:

$$\frac{P}{L} = \frac{M_t\, g}{M \frac{v^2}{2}} = \frac{t\, M \frac{v}{t}}{M \frac{v^2}{2}} = \frac{2}{v}$$

und ist somit genau noch einmal so gross als bei dem Druckprincipe I und II. Also auch hier gestaltet sich das Verhältnis (theoretisch) für kleinere Geschwindigkeiten günstiger.

Als Controle der Berechnung wird dienen: indem wir die Cubatur des Transformirraumes (Fig. 34, Taf. VII) berechnen; die eingeschlossene Luft bildet die einem constanten Drucke ausgesetzte Masse; sind unsere, obiger Rechnung zu Grunde gelegten erleichternden Annahmen zulässig, die Rechnung richtig, so muss:

$$\frac{P}{\text{Cubatur} \times 0{\cdot}132} = g$$

die schon ermittelte Accelleration sein.

Vielseitige Rechnungen haben gezeigt, dass eine Geschwindigkeit von 12∾17, im Mittel 14·5, die damit verbundene Flächenbelastung sowie die dadurch bedingte Flächengrösse, die übrigen Dimensionen und der Arbeitsbedarf am vollkommensten den Bedürfnissen der aëronautischen Praxis, sowie der praktischen Ausführbarkeit entspricht. Wir werden darum unsere weiteren Berechnungen auf diesen Dimensionen annähernde Annahmen gründen und die nöthige Geschwindigkeit durch $v = \sqrt{2gh}$ ermitteln.

Der effective Arbeitsbedarf und die Mittel zur Verminderung desselben. Inwieferne dieser hier im Principe geschilderte Transformirvorgang auch wirklich zustande kommt, wie gross der effective Gesammtarbeitsbedarf sich gestaltet, wird von der Vollkommenheit des fallweise angewandten Apparates abhängen.

Weniger zur Gewinnung numerischer Werte für die aëronautische Praxis, — diesem Zwecke dienende

Versuche müssen mit anderen Mitteln und in anderen Dimensionen ausgeführt werden — nur um einen Einblick zu ermöglichen, was hiemit wirklich zu erreichen ist, hauptsächlich aber um die Wirkungsweise solch eines Apparates der Energietransformirung im Zusammenhange mit dem Förderapparate, sowie die hiebei auftretenden Verluste kennen zu lernen und somit Weisungen zu erhalten bezüglich der Richtung unserer weiteren Forschungen, und der Mittel welche zum Ziele der endgiltigen Lösung führen sollen, wurden Versuche angestellt*).

*) Mit den Consequenzen dieser Versuche für den Arbeitsbedarf, wollen wir uns darum auch beschränken auf die Constatirung der Thatsache, dass der Apparat bei Geschwindigkeiten (tangential, Mittelwerth) von 5·1 und 6·9 m für das Verhältnis des Auftriebes zum effectiven Arbeitsbedarf:

$$\frac{P}{L_{brutto}} = 0{\cdot}14 \sim 0{\cdot}12 \text{ ergab.}$$

Auf Seite 27 fanden wir für das Rad das Verhältnis mit:

$$0{\cdot}06 \sim 0{\cdot}0775.$$

Es ist also das hier gefundene Verhältnis ebenfalls noch einmal so gross als das für die Räder, entsprechend dem Verhältnisse des theoretischen Arbeitsbedarfes, welches wir mit:

$$\frac{2}{v} \text{ und } \frac{1}{v} \text{ ermittelten.}$$

Der effective Arbeitsbedarf einer 300 Klgr. Flugmaschine (Auftrieb 333·o Klgr.) gestaltete sich nach diesem mit:

$$\frac{333}{0{\cdot}13} = L = 2561 \text{ Klgr/m } (=) \ 34 \text{ HP.}$$

welcher Bedarf als entsprechend bezeichnet werden muss, unter welchen kaum jemals zu gelangen sein wird.

*

Der Apparat arbeitete nach dem hier gegebenen Principe, indem unter eine Tragfläche gegeneinander Luftströme geleitet wurden.

Für das Verhältnis des Auftriebes zur Arbeit ergab sich im Mittel

$$\frac{P}{L}_{\text{brutto}} = 0{\cdot}13;$$

Es wird uns dieser Versuch, und zwar mit voller Competenz, nachdem die activen Geschwindigkeiten fast vollkommen dieselben sind, aber Aufschluss geben über den Arbeitsbedarf der Flugthiere. Nach Seite 21 der „Zeitschrift für Luftschiffahrt etc.", Berlin. XV. Jahrgang 1896, Heft 1, Januar, berechnet v. Loessl den Arbeitsbedarf der Taube mit 1·8 Klgr/m für den Aufflug; es ergibt sich somit das Verhältnis des Auftriebes zum Arbeitsbedarf:

$$\frac{P}{L} = \frac{0{\cdot}25 \sim 0{\cdot}30}{1{\cdot}8} = 0{\cdot}166 \sim 0{\cdot}14,$$

also ebenso hoch als für den Versuchsapparat, womit gesagt ist, dass dieser ebenso günstig arbeitete, als der Flügelmechanismus der Taube. Nun dies ist aber nicht wahrscheinlich, auch nicht recht möglich; die v. Loessel'sche Berechnung scheint also viel zu hohe Resultate zu ergeben.

Wieviel der Arbeitsbedarf wirklich ausmacht, kann wohl auch hiemit nicht genau angegeben werden, nachdem der Wirkungsgrad der Flügelconstruction nicht bekannt ist, mit voller Begründung kann aber angenommen werden, dass er bedeutend geringer als 1·8 sein muss. Mit Rücksicht auf die zur Geltung kommenden Wirkungsgrade (20 ∾ 30% für den Versuchsapparat und 70 ∾ 80% für die Vogelflügel), kann derselbe kaum höher als $^1/_4 \sim {}^1/_6$ des angegebenen veranschlagt werden, also bedeutend näher den Resultaten, welche wir auf Seite 64 fanden.

die weiteren Befunde und Schlüsse der Versuche fasse ich in Folgendem zusammen:

1. Obiges Verhältnis zeigte entschieden Neigung zur Constanz*), ja es ergaben sich Versuche, bei welchen in zwei aufeinander folgenden Resultaten für grössere Geschwindigkeit dies Verhältnis grösser ausfiel als für kleine.

Setzen wir:

$$\frac{P}{L_{brutto}} = \frac{a}{v}$$

so folgt aus der Constanz des Verhältnisses — $\frac{a}{v}$ —, dass — a — nicht constant ist, wie es für das Verhältnis des Auftriebes zur theoretischen Arbeit gefunden wurde, sondern für grössere Geschwindigkeiten ebenfalls grösser ist; was aber zugleich soviel sagt: der Apparat arbeitet mit grösserer Geschwindigkeit günstiger, diese wird verhältnismässig vollkommener verwerthet, ausgenützt; ferner, dass für diesen Apparat das allgemein anerkannte Gesetz, nach welchem: „je kleiner die Geschwindigket desto günstiger die Druckerzeugung" nicht ohne weiteres giltig ist.

2. Ferner hat sich gezeigt, dass einer jeden Flächengrösse nur eine ganz genau bestimmte Geschwindigkeit entspricht, welche für kleinere Flächen kleiner, für grössere Flächen grösser ist. Es kann unter einer kleinen Fläche niemals eine so grosse Compression erzeugt werden (nämlich günstigerweise)

*) Jedenfalls eine viel geringere Verminderung als der Vergrösserung der Geschwindigkeit entspräche.

als unter grösseren*). Einer jeden Flächengrösse entspricht nur eine günstigerweise erzielbare Compression.

Das zu hebende Gewicht (der nöthige Auftrieb) bestimmt somit nicht nur die Geschwindigkeit, sondern auch diejenige Grösse der Fläche, unter welcher diese am entsprechendsten verwertet werden kann.

3. Die Hauptursache eines hohen Arbeitsbedarfes bildet die Thatsache, dass die Resultate des Arbeitsaufwandes nur theilweise ausgenützt werden. Während nämlich bei Apparaten des I Principes nur der Druck auf die Fläche ausgenützt wird, die Arbeitsfähigkeit der mobilisirten Luft aber verloren geht; wird bei dem reinen Princip III letztere ausgenützt, der erstere aber unbenützt gelassen.

4. Quelle eines Arbeitsverlustes bildet, dass die Geschwindigkeit (arbeitsverbrauchende) des Förderapparates, nur mit entsprechendem Abbruch in der Geschwindigkeit der mobilisirten Luft zur Geltung kommt. Nachdem diese, für die lebendige Kraft in der dritten Potenz massgebend ist**), vermindert ein diesbezüglicher Abbruch den Wirkungsgrad ganz energisch.

a) Diesen Abbruch der Geschwindigkeit verursacht die unvermeidliche Compression, respective der

*) Also nicht nur durch die passive Trägheit der Luft, wie wir es schon auf Seite 17 fanden, sondern auch vermittelst activer Luftströme nicht.

**) $L = \frac{M v^2}{2} = F_2 v \frac{\gamma}{g} \frac{v^2}{2} = 0{\cdot}066\, F_2 v^3.$

Uebergang aus dem verdünnten Zustande des Ansaugens in dem comprimirten des Vorwärtsdrängens. Der constante Mobilisirdruck lastet ständig auf dem rotirenden Apparat, verbraucht darum der Flügelgeschwindigkeit entsprechende Arbeit; die erzeugte Geschwindigkeit der Luft wird aber und kann auch nicht genau dem Mobilisirdrucke entsprechen, weil die Wegstrecke des Verdichtens für diese unbedingt verloren geht. Es entspringt aus dieser Thatsache einer der grössten und unvermeidlichsten Verluste der mit fliessender Luft arbeitenden Apparate.

b) Kleinere und bei mehr weniger vollkommenen Apparaten ebenfalls kleiner oder grösser ausfallende Verluste der Geschwindigkeitsverminderung entstehen noch durch unvollkommen ausgenützt und überhaupt unausgenützt entweichende Luftmengen. (Spaltverlust, unvollkommene Transformirung).*)

5. Weitere Verminderung des Nutzeffectes ergibt die Luftreibung überhaupt und die Arbeit des schäd-

*) Hier soll auch bemerkt werden, was sonsthin selbstverständlich ist, dass bei jedwelchem Flügelapparate die Erhebegeschwindigkeit und die in die Abflussrichtung des activen Luftstromes fallende Componente der Reisegeschwindigkeit ebenfalls als ein Geschwindigkeitsabbruch zur Geltung kommt und bei der Berechnung berücksichtigt werden will, indem daraus ein Mehrbedarf an Auftrieb erwächst. Für diesen ist nur immer die relative Geschwindigkeit des Luftstromes gegenüber der Tragfläche massgebend, es wird somit das „Schwebendstillstehen“ weniger Arbeit erfordern als der Flug oder Aufflug.

lichen Widerstandes der Constructionstheile. Der letztere Verlust kann sehr gross ausfallen und bedingt eine sorgfältige Controle der Construction, damit die Fläche der schädlichen Widerstände gegenüber den nützlichen, hubergebenden Flächen, innerhalb der zulässigen Grenze bleibe; immerhin aber wird dieser Verlust je nach der Construction 5 $\sim$ 25% ausmachen müssen.

6. Die Reibungsarbeit der Achse und der Transmissionstheile.

Indem wir mit diesen zur Erkenntnis der Verlustquellen und der Ursachen des grossen Arbeitsbedarfes gelangten, sind uns auch die Erfordernisse bekannt, welchen ein entsprechender Apparat genügen muss und die Mittel, welche bei der Construction eines Flügelapparates dienstbar gemacht werden sollen. Vollkommen wird keiner der hier behandelten Verluste zu vermeiden sein; die sub 5 und 6 angeführten können aber wohl auf das zulässige Maass beschränkt werden, einfach durch einen geschickten guten Entwurf und Ausführung, mit Zuhilfenahme der heute schon bekannten Mittel der Construction und Hilfsmittel der Fabrikation; hiezu bedürfen wir keiner neuen Erfindung mehr.

Zur Verminderung des Arbeitsbedarfes, das Verhältnis zwischen Auftrieb und nöthiger Arbeit günstiger zu gestalten, werden wir aber einen principiellen Fortschritt machen müssen durch:

1. Anwendung des Transformirvorganges und
2. solcher Apparate, welche, nicht zufrieden mit

der theilweisen Ausnützung der Resultate der zur Bethätigung eines Flügelapparates aufgewendeten Arbeit, die Aufmerksamkeit in eine neue Richtung lenkend, das Ausnützen ebenso des Mobilisirdruckes als der lebendigen Kraft der mobilisirten Luft anstreben und somit zu vollkommen neuartigen Constructionen führen werden, respective geführt haben. Nur derartig, combinirt wirkende Apparate können als eine endgiltige Lösung betrachtet werden, nur diese können eine solche ergeben; der Zweck dieser Wirkungsweise ist ein zweifacher: a) der effectiv nöthige Arbeitsbedarf für den gegebenen Auftrieb, wird das überhaupt mögliche Minimum annähern; b) der aërodynamische Wirkungsgrad wir bedeutend gebessert, der sub 4. a) besprochene Verlust wird auf eine sehr untergeordnete Bedeutung verwiesen, indem der, eine grössere Arbeit-ergebende Mobilisirdruck, als Auftrieb zugute kommt.

Diese Apparate der definitiven Flugproblemlösung werden somit nach combinirtem Principe arbeiten; für eine Auftrieberzeugung durch Transformirung der Energie, Luft mobilisiren, dabei aber den Mobilisirdruck ebenfalls als Auftrieb ausnützen. Der Mobilisirapparat wird somit zugleich tragender Bestandtheil.

Das Verhältnis des Auftriebes zur Arbeit gestaltet sich bei dieser Functionsweise (theoretisch) folgendermassen:

Der Auftrieb des Transformirvorganges ist:

$$P = M_t\, g = t\, M \frac{v}{t} = M\, v = F/_2\, v \frac{\gamma}{g} v = F\, h\, \gamma \begin{cases} \frac{v^2}{2}\, g = h \text{ und} \\ 0{\cdot}48F\ (=)\ 0{\cdot}5F \end{cases}$$

genommen. Hiezu tritt der Mobilisirdruck, welcher gegeben ist durch:

$$F/_2\, h\, \gamma,$$

nachdem die massgebende Totalfläche des Förderapparates $F/_2$ ist.

Die Summe beider als Gesammtauftrieb wird:

$$P = F\, h\, \gamma + F/_2\, h\, \gamma = {}^3/_2\, F\, h\, \gamma.$$

Die theoretische Arbeit ist, wie wir wissen:

$$L = \frac{M\, v^2}{2} = M\, g\, h = \frac{F\, h\, \gamma\, v}{2}.$$

Das Verhältnis beider:

$$\frac{P}{L} = \frac{{}^3/_2\, F\, h\, \gamma}{{}^1/_2\, F\, h\, \gamma\, v} = \frac{3}{v}.$$

Für Apparate der praktischen Ausführung wird dies Verhältnis zwischen:

$$\frac{2}{v} \sim \frac{3}{v}$$

liegen, je nach der Vollkommenheit mit welcher die Construction den Transformirvorgang durchführt und den Mobilisirdruck ausnützt.

Die Zahl derartiger Constructionen, sowie die „Güte" der erzielbaren Resultate ist heute noch unabsehbar; ich glaube aber mit diesem das wahre Feld der diesbezüglichen Erfindungen und Verbesserungen erschlossen, den einzuschlagenden Weg angedeutet zu haben und im Besitze der Mittel zu sein, auch unseren schweren Maschinen den günstigen Arbeitsbedarf der Flugthiere sichern zu können.

Die Flugmaschine des Transformir- (combinirten Arbeits-) Principes.

Den Hauptbestandtheil des Flügelapparates bildet die passive Tragfläche. Die Grösse derselben mit Rücksicht auf eine gesicherte Landung — bei einem Gesammtgewichte $G = 300 \cdot_0$ Klgr. — $25._0\ m^2$ genommen, erhält die Tragfläche einen Radius:

$$r_1 = 2 \cdot 82 \text{ m.}$$

Der nöthige Auftrieb wird sein:

$$P = 1 \cdot 1 G (=) 333._0 \text{ Klgr.}$$

Die anzuwendende Abflussgeschwindigkeit somit:

$$\frac{P}{F\ 10000} = 0 \cdot 001332 \text{ Atm.}, 0 \cdot 001332 \times 8000 = h = 10 \cdot 656$$

$$v = \sqrt{2gh} = 14 \cdot 45 \text{m.}$$

$$v^2 = 208 \cdot 86$$

(nach Seite 82) ist:

$$a = 1 \cdot 206 \frac{333}{588 \cdot 98} = 0.68 \text{ m.}$$

$$F_z = F_a = 2 r_1 \pi a = 17 \cdot 71 \times 0 \cdot 68 (=) 12 \cdot 50 \text{ m}^2,$$

$$r_a = 1 \cdot 96 \text{ m}, \quad t = 0.223, \quad M_t = 5 \cdot 1, \quad M_{1Sec.} = 23 \cdot 0,$$

$$L = \frac{M_1\ v^2}{2} = 2400 \text{ Klgr/m} = 32 \text{ HP}, \quad \frac{P}{L} (=) 0.14.$$

Ermitteln wir die Cubatur des Tranformirraumes mit der, einer axial beschleunigten, radial verzögerten Be-

wegung entsprechenden Grenzcurve, so finden wir mit genügender Annäherung:

$$\text{Cubatur} \times 0{\cdot}132 = M_t.$$

Arbeitet der Flügelapparat combinirt, indem auch der Mobilisirdruck als Auftrieb nutzbar wird, so bedürfen wir nach Früherem nur einer Geschwindigkeit von:

$$333 = {}^3/_2\, F \frac{v^2}{2g} \gamma = {}^3/_4\, 25\, v^2\, 0{\cdot}132, \quad v^2 = 134{\cdot}5, \quad v = 11{\cdot}6^m$$

und eines Arbeitsaufwandes von:

$$\frac{P}{L} = \frac{3}{11{\cdot}6} (=) \; 0{\cdot}26, \qquad L = \frac{333}{0{\cdot}26} = 1280 \text{ klgr/m},$$

$$N = 17 \text{ HP} \quad \text{theoretisch.}$$

Einen Wirkungsgrad von 50% vorausgesetzt wird der effective Bedarf:

$$N_{\text{eff.}} = \frac{17}{0{\cdot}5} = 34 \text{ HP.}$$

Der Motor darf also pro HP (=) 1·0∾1·8 Klgr. Gewicht besitzen.

Die Detailausführung ist ähnlich der im vorhergehenden Projecte dargelegten, die Gewichtsverhältnisse gestalten sich wie folgt:

Tragfläche $25._0$ m^2 à 0·6 Klgr.	15·00 Klgr.
Luftförderapparat	50.00 „
Hauptwelle und Gehänge	30·00 „
Motor complet	60·00 „
Brennmaterial (4 Stunden Reisedauer) .	70.00 „
Luftschiffer	75.00 „
Summa:	300·00 Klgr.

Vortheile dieser Construction:

1. Der bedeutend geringe Arbeitsbedarf. Ein diesen Gewichts- und Leistungsfähigkeits-Bedingungen entsprechender Motor liegt ganz entschieden im Bereiche der Ausführbarkeit.

2. Aus diesem folgende grössere Reisedauer.

3. Einziger Stützpunkt in der Luft, darum absolute Stabilität während der Reise, nur sehr geringe Pendelung.

4. Constanter Auftrieb, darum ruhiges Aufsteigen und nach Möglichkeit ruhige, horizontale Flugbahn während der Reise. Diesbezüglich kann ich aber nicht unterlassen auf die Erfahrungen meiner Versuche hinzuweisen, welche sehr entschieden den Einfluss und die grosse Empfindlichkeit für die geringsten Aenderungen der Geschwindigkeit klarlegten. Die einem Auftriebe ausgesetzte, vollkommen gewichtslose Tragfläche fühlt die kleinsten Oscillationen der Geschwindigkeit in der Bewegung des Luftmobilisirapparates. Die hiedurch auftretenden kleinsten Ueberschüsse im Auftriebe oder Gewichte bringen die Tragfläche stossweise zum Aufsteigen oder Sinken. Eine vollkommen ruhige Reise ist demzufolge für Apparate des dynamischen Fluges überhaupt als ausgeschlossen zu betrachten, doch können die Amplituden der Oscillation durch die jeweilig angewandten Flächenbelastungen, innerhalb ganz tolerabler Grenzen gehalten, respective zu einer kaum bemerkbaren Wellenbewegung umgestaltet werden.

5. Mit der Construction unzertrennlich ist eine sehr günstig ausgeführte Sicherung einer unfallfreien Landung verbunden.

6. Vollkommen ausbalancirte Construction gegen Gewicht und Luftdruck, somit ruhiger Gang, geringe Festigkeitsdimensionen und grosse Sicherheit.

7. Der Luftförderapparat bildet keinen tragenden Bestandtheil, wenigstens nur theilweise, kann darum mit möglichst geringem Gewichte ausgeführt werden; trotzdem wird derselbe, weil den Luftstössen nicht ausgesetzt, durch solche nicht ruinirt werden. Das Functioniren desselben ist absolut verlässlich, die Sicherheit der Reise mit diesem Apparate ist darum, wie bei keinem anderen, ebenfalls eine absolute.

8. Sachtes, sehr günstiges Aufsteigen. Der Widerstand der Tragfläche lässt ein ruckweises Indiehöhe-Schleudern nicht zu.

9. Beim Angehen am Boden auch absolut stabil. Die vollkommen ausbalancirte Construction vibrirt nicht.

10. Für Wellenflug geeignet in jeder Beziehung, hauptsächlich wegen der nicht hoch genug zu veranschlagenden Vortheile dieser Construction, denen zufolge der Luftdruck des Fallens nur indirect auf dem Luftförderapparat lastet, da die Luft durch diesen ab- oder zu-fliesst. Das Angehen ist für alle Fälle möglich, ein unwillkürliches Landen, zufolge eines Versäumnisses ist ausgeschlossen.

11. Gegenüber jeder Flugmaschinenconstruction beliebigen Systemes besitzt diese die kleinsten Dimensionen; wodurch das kleinste Gewicht, der geringste Arbeitsbedarf und die grösste Manipulationsfähigkeit am Boden gesichert sind.

Nachtheile.

1. Als solcher muss vor der Hand noch, gegenüber der alternirenden Flügelconstruction, der grössere Arbeitsbedarf betrachtet werden.

2. Die Unmöglichkeit sehr grosser Reisegeschwindigkeit mit eigener Kraft, nachdem die passive Tragfläche in ihrer maassgebenden Projection gegen die Reiserichtung, einen erheblichen Widerstand ergibt.

Die Flugmaschinenpraxis.

Der Aufflug.

Flugmaschinen, welche keine Laufräder haben*) können nur senkrecht in die Höhe auffliegen. Es muss bedungen werden, dass die Geschwindigkeit des Erhebens nicht gross, ein ruckweises Indiehöhe-Schleudern ausgeschlossen sei. Bei vollkommen regulirbaren Motoren macht das sachte Erheben keine Schwierigkeiten; bei den Motoren der Flugpraxis aber, wo alle nicht unumgänglich nöthigen Bestandtheile weggelassen werden müssen, also ein complicirter Regulirmechanismus nicht anwendbar ist, wird der Aufflug einige Aufmerksamkeit erfordern.

Bezüglich der Gesammt- und Motorconstruction, bedingt ein ruhiges Angehen eine vollkommen ausbalancirte Construction, ohne diese ist das Vibriren sehr arg, die Stabilität sehr gering.

Bei so leichten Kraftmaschinen, wie solche für aëronautische Zwecke allein in Betracht kommen können, ist die Phase des Angehens sehr kurz; die normale Umlaufzahl, somit der Auftrieb, tritt fast momentan ein, infolgedessen muss durch die Gesammtconstruction dem Indiehöhe-Schleudern entgegengesteuert werden.

*) Und solche werden Flugmaschinen welche fliegen gewiss nicht haben.

Das Erheben selbst wird wie folgt vor sich gehen. Mit Anwachsen des Auftriebes wird die Flugmaschine immer mehr entlastet, ist der Auftrieb grösser als das Eigengewicht, so beginnt das Erheben. Der Ueberschuss des Auftriebes, als constante Kraft, wird die Masse mit Beschleunigung bewegen, die Geschwindigkeit des Erhebens wird anwachsen bis zur maximalen des Beharrungszustandes, für welchen, wie wir schon wissen, der active Auftrieb gleich ist dem doppelten Luftwiderstande.

$W_a = \frac{P_8}{2}$ wo $W_a = 0{\cdot}13\, F_a\, v_a^2$, es ist somit die Geschwindigkeit: $v_a = 1.96 \sqrt{\frac{P_8}{F_a}}$.

Hier muss bemerkt werden, dass bei Flugmaschinen des ersten (I. Trägheits-) Druckerzeugungsprincipes, also für Flügelrad und Luftschraube, die (active) Flügelfläche nicht, nur die Fläche der Constructionstheile, wogegen bei den Flugmaschinen des dritten (III. Transformir-) Druckerzeugungsprincipes die gesammte Tragfläche (jedoch reducirt wegen der runden Form) für F_a in Rechnung zu bringen ist. Es wird demzufolge für erstere Flugmaschinen $F_a = 1.0 \sim 1.5\ m^2$ für Letztere annähernd $^2/_3 F$ sein.

Wie aus diesem zu ersehen, ergibt letztere Annahme einen bedeutend günstigeren Aufflug. Die Flugmaschinen des III. Principes verdienen auch in dieser Hinsicht den Vorzug.

Die Flughöhe.

Ohne noch auf die nähere Behandlung dieser Frage eingegangen zu sein, kann schon gesagt werden: „die Flughöhe sei keinesfalls allzuklein", damit nicht auch schon kleinere Luftwellen die Flugmaschine dem Boden allzunahe oder gar in Berührung mit demselben bringen können; ferner damit bei Unfällen genügend Zeit vorhanden sei, die Sicherungsmassregeln auszuführen. (Auslassen des Petroleums, Arretiren des Flügelapparates.)

Die Flughöhe soll also eher gross als klein sein; die Grenze ergibt sich aus der Bedingung einer möglichst vollkommenen Reiseorientirung und der gebotenen Oekonomie mit dem Brennmateriale; der Verbrauch für das Aufsteigen und Landen ist nämlich dem eigentlichen Zwecke der Reise entzogen.

Die Reisehöhe wäre also derart zu bemessen, dass die zutreffende Fallzeit für unsere Sinne schon wahrnehmbar und für die Manipulation genügend sei.

Die Angehphase*) unberücksichtigt gelassen, haben wir nach Formel

$$v_f = 1.96 \sqrt{\frac{G}{F}}$$

*) Die dieser entsprechende Zeit ist nur. t = 0·74 Sec.

und für $\frac{G}{F}$ das normirte Maass mit 9.24 eingeführt, als constante Fallgeschwindigkeit rund:

$$v_f \,(=)\, 6.0^{\underline{m}}$$

Als minimale Fallzeit 30 Secunden bedingend, ist $s = vt = 6{\cdot}0 \times 30{\cdot}0 = 180^{\underline{m}}$ die nöthige Flughöhe.

Wir werden also immer über 200 m Reisehöhe benützen, wie wir noch im Weiteren sehen werden, mit dieser sogar bis 500·0 m. gehen müssen.

Wie hoch wir überhaupt gelangen können, hängt vollständig von der Actionsfähigkeit der Flugmaschine, d. h. von der Grösse des activen Auftriebs — P_3 — ab.

Die Reisegeschwindigkeit.

Erste Frage ist hier gewiss: frei ausgesetzt der Luftströmung; welche Geschwindigkeit verträgt überhaupt unsere organische Construction? Man weis aus Erfahrung, dass die Luftströmung einer Reisegeschwindigkeit über 60 klm. schon sehr unangenehm ist, über 80 klm. wird diese schon unerträglich, die Aussicht ist unmöglich, das Athmen erschwert. Vor der Hand werden wir darum Reisegeschwindigkeiten über 70 klm. überhaupt nicht anstreben.

Zugelassen, dass durch leichte, eben nicht belästigende Apparate (Augen- und Athemschützer) sowie durch entsprechende Kleidung, die Unerträglichkeit grösserer Luftströmung vollkommen benommen werden kann, so bleibt doch zur Berücksichtigung die mechanisch-technische Frage des nöthigen Arbeitsbedarfes; die mit der Constructionstype gegebenen Flächengrössen und Arbeitsfähigkeit des Motors, bestimmen eben schon vollkommen die erreichbare Reisegeschwindigkeit; diese separat zu berücksichtigen wird nicht recht wünschenswert und auch kaum möglich sein.

Schon das Erhalten in der Höhe (der nöthige Auftrieb) kostet bedeutenden Arbeitsaufwand, dessen

Erstellung so bedeutende, die Lösung des Flugproblemes so lange verzögernde Schwierigkeiten verursachte, bedingen wir noch hiezu eine abnormal grosse Reisegeschwindigkeit, so gelangen wir bald an die Grenze des überhaupt Möglichen, umsomehr, nachdem das augenscheinlich die endgiltige Lösung des Flugproblemes ergebende dritte (III. Transformir-) Druckerzeugungsprincip, mit seinen grossen passiven Tragflächen, für grosse Reisegeschwindigkeiten eben nicht geeignet ist.

Bei Berechnen des nöthigen Auftriebes (Fig. 1) haben wir den Zusammenhang zwischen diesem, der Reise- und der Erhebegeschwindigkeit, gesehen und bemerkt, dass die Vergrösserung der Reisegeschwindigkeit auch die des Erhebens vergrössert; schliesslich, welch eminenten Einfluss diese auf den absoluten Arbeitsbedarf ausübt.

Sehen wir hier den Einfluss der Tragfläche: für eine Reisegeschwindigkeit v_r ist der Widerstand der Tragfläche, resp. der Flugmaschine:

$$W_r = 0{\cdot}13\, F_r\, v_r^2 \sin {}^4\alpha_0 + W_c \quad \text{(Fig. 24a).}$$

Um die Rechnung zu vereinfachen, werden wir die Rundung der Tragfläche unberücksichtigt lassen, dafür aber die übrigen Constructionstheile nicht in Rechnung ziehen, womit ein Ausgleich gefunden ist.

Für den Beharrungszustand der Reise ist:

$$P_2 = 2\,W_r,$$

hiebei muss aber $P_2 = P \sin \alpha_0$, $P \cos \alpha_0 = G$ sein, somit

$0{\cdot}26\, F_r\, v_r^2 \sin {}^4\alpha_0 = \frac{G}{\cos \alpha_0} \sin \alpha_0$. Wir nehmen wie erwähnt $F_r = F$, und $\frac{G}{F} = 9{\cdot}25$ ist constr. Bedingung, womit sich ergibt:

$$\left.\begin{array}{l} v_r^2 \sin {}^3\alpha_0 \cos \alpha_0 = 35.577 \\ \cos \alpha_0 = \dfrac{1}{1 + \dfrac{P_3}{G}} \\ \left[1 + \dfrac{P_3}{G}\right] G = P \end{array}\right\}$$

(aus Fig. 1).

Hieraus ersehen wir den Zusammenhang zwischen der Reisegeschwindigkeit und nöthigem Hub, nehmen also entweder diese oder den activen Ueberschuss des Auftriebes an $\left[\frac{P_3}{G}\right]$, deren entsprechendes Mass das Wichtigere, durch mehrere Bedingungen enge begrenzt ist, und zwar:

1. Soll die Geschwindigkeit des Aufsteigens,

2. soll der Winkel α_0 nicht sehr gross sein ($25^0 \backsim 30^0$). Schwankungen in der Leistung des Motors sind bei grossem Winkel sehr fühlbar, die Manipulation ist schwerfällig und ermüdend.

Es sei, diese berücksichtigend, der Ueberschuss 10% womit:

$\cos \alpha_0 = 0.909, \quad \alpha_0 = 24^0\, 40', \quad \sin {}^3\alpha \cos \alpha = 0{\cdot}066,$

$$v_r^2 = \frac{35.577}{0{\cdot}066} = 539, \quad v_r = 23{\cdot}2^{\underline{m}}\ (=)\ 83{\cdot}5 \text{ klm.}$$

Welch Resultat, ebenso bezüglich des Winkels ($24^0\, 40'$), wie der Reisegeschwindigkeit vollkommen befriedigend ist, und der Flugmaschine eine für alle Fälle genügende Reussirfähigkeit sichert.

In der Flugpraxis wird uns noch ein Factor zugute kommen: mit Verbrauch des Brennmateriales wird die Flugmaschine leichter, die hiedurch entlastete Hubkraft, kann zur Vergrösserung der Reisegeschwindigkeit verwendet werden.

Die Reisegeschwindigkeit, sowie der äussere Bewegungszustand der Luft wird die Leistungsfähigkeit des Flügelapparates jedenfalls nachtheilig beeinflussen; ob und inwieferne kann aber heute noch keiner theoretischen Betrachtung (verlässlich) unterzogen werden, nachdem jedwelche Anhaltspunkte hiezu vollkommen fehlen.

Die Reisedauer und Oekonomie der Reise.

Die erwünschte Reisedauer ist bei der Berechnung einer Flugmaschine ausschlaggebend; es werden Maschinen für grössere Reisedauer mit etwas grösserem Gewichte und Dimensionen gebaut werden und solche für kleinere, sehr leicht und handsam.

Reisedauer über eine Tageszeit, also 10∾16 Stunden sollen nicht in Aussicht genommen werden, denn für diese müsste die Flugmaschine einen vollständig anderen Ausbau erhalten. Belastung mit verschiedenen, nicht zum eigentlichen Flug nöthigen Vorräthen und Einrichtungen ist aber nicht zulässig, eine derartige Ausführung ist unmöglich.

Aus dem Gesagten folgt, dass auf Kosten der Reisedauer Flugmaschinen auch für 2∾3 Personen transportfähig sein werden, eigentliche Gesellschaftsapparate aber sind unausführbar.

Nachdem es eine Zeit gegeben hat, wo über „Gütertransport durch die Luft“ gesprochen wurde, soll auch hier die „Oekonomie der Luftreise“ berührt werden.

Ermitteln und vergleichen wir die aufgewandten klgr/m und die geleisteten, z. B. für Eisenbahntrans-

port, als geleistet nur die Nutzlast in Rechnung gezogen, so finden wir sehr verschiedene Werte je nach den Terrainverhältnissen der Baugegend, dem Ausbau der Bahn und den Verkehrsverhältnissen (Zugsqualität), so finden wir z. B. für Gützerzüge:

$$\frac{\text{Arbeit}}{\text{Leistung}} = 0{\cdot}012 \backsim 0{\cdot}016,$$

für Flugmaschinen der besten Construction:

$$\frac{\text{Arbeit}}{\text{Leistung}} = 0{\cdot}65.$$

Während also beim Gütertransport der Eisenbahn jedes klgr/m Arbeit 60 klgr/m Transport ergibt, ist dies Ergebnis bei der Flugmaschine nur 1·54 klgr/m also des Früheren nur $^1/_{40}$stel Theil.

Günstiger gestaltet sich das Verhältnis gegenüber Personen- und Luxuszügen, hier ist:

$$\frac{\text{Arbeit}}{\text{Leistung}} = 0{\cdot}056 \backsim 0{\cdot}075.$$

Es ist also hier im Mittel Lufttransport = $^1/_{10}$ Bahntransport.

Am günstigsten gestaltet sich das Verhältnis bei dem Einzeltransport vom Standpunkte des Reisenden; denn während beim Eisenbahntransport, gleiche Geschwindigkeit vorausgesetzt, der Personenkilometer 0·11 Kronen kostet, wird dieser für die Luftreise nur:

1. günstige atmosphärische Verhältnisse	.	0·053	Kronen
2. normale „ „	.	0·070	Kronen
3. ungünstige „ „	.	0·105	Kronen

kosten, also die Luftreise = 0·65 Eisenbahnreise.

Es zeigt sich also ganz genau, welcher Verwendungsbereich der Aëronautik zufällt, dieser ist und kann nur sein, der Einzeltransport.

Die dem Lufttransport unerlässliche Beigabe, die grosse Geschwindigkeit in Rechnung gezogen, ergibt sich auch schon dem obigen Gütertransport gegenüber, ein viel günstigeres Resultat, nachdem, diese berücksichtigt, der Lufttransport nur das zweifache des Eisenbahntransportes ausmacht; ob aber eine Waare sich trifft, welche diese Geschwindigkeit benöthigt, die entsprechend höhere Transportspesen verträgt, hängt natürlich von der Natur der Waare und von deren Preis pro klgr., sowie vom jeweiligen Bedarfswert ab. Hievon aber abgesehen, nachdem derartigen Waaren gegenüber ein Präjudiciren unbegründet wäre, allein die technische Ausführbarkeit grösserer Flugapparate erwogen, gelangen wir zu dem Schlusse, dass Massentransport im wahren Sinne des Wortes und Aëronautik einander vollständig ausschliessende Begriffe sind.

Die Stabilität.

Eine für die Flugpraxis wichtige Bedingung ist die absolute Stabilität der Flugmaschine während der Reise in der Luft. Es muss auch noch die Stabilität am Boden während des Angehens in Betracht gezogen werden; bei dieser hier gegebenen Anordnung ist Beiden ohne Weiteres, aus der Construction selbst folgend Genüge gethan.

Im Detail bedingt die Stabilität am Boden:

1. Für das Gestell genügende Sohlenbreite;

2. vollständige Ausbalancirung der rotirenden Theile;

3. dass die Resultante sämmtlicher Gewichte (Schwerpunkte) in die Lothlinie des Angriffspunktes „A" falle.

Sind diese Bedingungen erfüllt, so wird die Maschine beim Angehen nicht vibriren und ohne Aenderung der Ruhestellung sich langsam erheben.

Die hierdurch bedingte Vertheilung der Gewichte wird mit Aenderung des Standortes für den Luftschiffer erreicht, das Zutreffen derselben zeigt die graphische Tafel VII (Fig. 25).

Die Stabilität während der Reise ist für normale und für abnormale Verhältnisse zu berücksichtigen; ferner für die Momente, wo Aenderungen an der Reisegeschwindigkeit veranlasst werden; schliesslich wenn für Coursänderungen das Steuer eingreift.

Für alle diese Fälle ist einfacherweise graphisch Aufklärung zu finden an der schematischen Position der einzelnen Schwerpunkte, für welche ein für allemal das Gewicht des

Flügelapparates, Welle, Lager und Motor } in Punkt I, mit Gewicht G_I und Fläche F_I
Brennmaterial und Behälter } „ „ II, „ „ G_{II} „ „ F_{II}
Gehänge und geschlossenes Steuer } „ „ III, „ „ G_{III} „ „ F_{III}
Luftschiffer „ „ IV, „ „ G_{IV} „ „ F_{IV}

concentrirt genommen wird. II und IV bilden die mobilen Regulirgewichte.

Für die Reise bei normalen athmosphärischen Verhältnissen ergibt der Luftwiderstand an den Flächen der Constructionstheile ein Drehmoment in Bezug auf den Stützpunkt „A“. Die Gewichte ebenfalls eines,

und zwar entgegengesetzt; für den Gleichgewichtszustand muss die Summe dieser Momente einander gleich sein. (Siehe Fig. 26, Tafel VIII.) $M_v = M_h$.

Für abnormale Verhältnisse des Luftzustandes werden die Luftwiderstände (W_I — W_{IV}) grösser oder kleiner, beide Momente werden aber wieder gleich sein müssen, was mit entsprechender Aenderung des Standpunktes, welchen der Luftschiffer einnimmt, erreicht wird.

Dasselbe Mittel wird auch die normale Gleichgewichtslage erhalten lassen, wenn die Hebekraftrichtung eine Aenderung erleidet oder das Steuer eingreift. Schliesslich auch für das Landen, wenn das Brennmaterial schon weniger geworden und dadurch die normale Gleichgewichtslage gestört ist. (Fig. 25.)

Das Ausnützen der günstigen und Bekämpfen der ungünstigen Luftbewegungen.

Diese habe schon seinerzeit*) im Principe behandelt; hier sollen nur einige der zulässigen Grenzwerte besprochen werden.

Der Druck, welcher auf einen in der Luft schwebenden Gegenstand durch einen Luftstrom ausgeübt wird, ist abhängig von der relativen Geschwindigkeit der Luft und von der Flächengrösse, welche der Luft ausgesetzt ist; die eintretende Bewegung, resp. die Geschwindigkeit der Bewegung aber, von der Masse des schwebenden Gegenstandes. Sehr leichte Gegenstände werden mit der Geschwindigkeit der Luft weitergetrieben, schwerere nur langsam; kurz andauernde Stösse schleudern leichte Gegenstände stossweise weiter, schwere reagiren auf kurz andauernde Stösse gar nicht; es kann eben keine Accelleration erzeugt werden.

Der Luftdruck ist gegeben durch:

$$P_n = 0{\cdot}13\ F v_l^2\ y\text{**)}$$

Die Accelleration:

$$g = \frac{P_n}{M}$$

---

*) „Das gelöste Problem der Aëronautik“, Seite 37.

**) y ist hier eine Flächenreductions-Constante.

8*

Die Geschwindigkeit:

$$v = gt.$$

In diesem finden wir die Motivirung unserer Bestrebung, die Flugmaschine möglichst ohne grössere Flächen und mit möglichst grossem specifischen Gewicht herzustellen.

Die meisten Luftströmungen üben nur componentialen Einfluss auf die Flugmaschine aus, die wichtigsten sind jene, welche in die Richtung des Vortriebes fallen.

Nutzbar gemacht, können nur nach Jahreszeiten und Höhenschichten sich ändernde, aber an und für sich gleich starke und constant andauernde, beinahe horizontale oder schwach geneigte Luftströmungen werden. Dementsprechend wird auch für die Reise mit Flugmaschinen die erste Aufgabe sein, innerhalb der zulässigen Höhen die entsprechende Luftschichte aufzusuchen.

Die Grösse der Luftgeschwindigkeit, welche ein Nutzbarmachen, ja eine Reise überhaupt noch zulässt, ist für gegebene Flugmaschinenconstruction — durch deren Flächen und Leistungsfactoren — vollkommen präcisirt.

1. Maximum der noch verwertbaren günstigen Luftgeschwindigkeit? Der Auftrieb erzeugt eine Zugkraft, welche die Reisegeschwindigkeit ergibt, bewegt sich die Luftschichte selbst mit einer Geschwindigkeit v_l, so wird die absolute Reisegeschwindigkeit sein:

$$v_r' = v_r + v_l.$$

In der Luftströmung sich befindend, wird die hiedurch vergrösserte Geschwindigkeit keine Behelligung verursachen, ja auch nur schwer bemerkt werden. Bedingungen anderer Natur setzen aber eine Grenze für die zulässige Geschwindigkeit, über welche hinaus wir es nicht wagen dürfen zu reisen; wir werden entweder diese Luftschichte verlassen müssen oder die Reise unterbrechen.

Diese begrenzenden Rücksichten sind: die unbedingt nöthige Aussicht wegen der Orientirung, es darf die Bodenoberfläche vor unseren Augen nicht verschwimmen; die Voraussetzung eines plötzlichen Richtungswechsels der Luftströmung; die Sicherung des willkürlichen Landens.

Ohne heute noch auf die detaillirte Behandlung dieser Fragen einzugehen, soll nur bemerkt werden, dass bei den durch diese bedingten Manövern und Manipulationen die Vollkommenheit des Flugapparates und die individuelle Unerschrockenheit, Waghalsigkeit und Gewandtheit des Luftschiffers sehr viel entscheiden und in erster Reihe jene Luftströmung, respective Reisegeschwindigkeit bestimmen wird, welche noch benützbar ist; der weniger Gewandte, Vorsichtigere wird in dieser Beziehung gewiss nicht so weit gehen, er wird die Reise unterbrechen.

Für die nächste Zukunft glaube ich nicht über 100·0 klm gehen zu dürfen; welche Reisegeschwindigkeit, die normale der Flugmaschine in Betracht gezogen, einer Luftströmung von 15—35 klm, also

einer „frisch“ und „sehr lebhaft“ bezeichneten ($4·0 \sim 10·0^{\underline{m}}$) entspricht.

2. Maximum der noch bekämpfbaren ungünstigen Luftströmung? Der Vortrieb ist P_2, der Widerstand aber der Geschwindigkeit $v'_r + v_l$ entsprechend. Für den Beharrungszustand muss sein:

$$P_2 = 2W, \text{ also:}$$

$P_2 = 2\,[0·13\,(F \sin {}^4\alpha_0 + F_c)\,v_r^2]$ aus welchem v_r gegeben ist. Bedingen wir also eine minimale Reisegeschwindigkeit — v'_r — so ist die zulässige Gegenströmung gegeben, denn diese ist:

$$v_r = v'_r + v_l \quad \text{und} \quad v_l = v_r - v'_r.$$

3. Horizontal fliessende, aber nicht mit der Reiserichtung zusammenfallende Luftströmungen üben nur componentialen Einfluss; die Gestaltung der Resultatsgeschwindigkeit, wie die Grenze der Reisemöglichkeit, wird graphisch leicht ermittelt. (Fig. 29 und 30, Tafel IX.)

4. Die unangenehmsten und gefährlichsten Luftbewegungen werden die so häufig vorkommenden, kurzandauernden Luftstösse sein und von diesen die senkrecht abwärtsgerichteten, weil dieselben ein Zerschellen am Boden mit sich bringen können.

Während der Reise ist die Flugmaschine gewichtlos, eine abwärtsgerichtete Luftströmung (meist ist diese der abwärtsfliessende Theil eines Wirbels) wird dieselbe auch mit abwärtstreiben. Die treibende Kraft ist:

$$T = 0{\cdot}13 \frac{2}{3} F v_1^2.$$

(Wegen der Rundung $^2/_3$ der Tragfläche F.) Diese Kraft wird eine Accelleration hervorbringen:

$$\mathfrak{g}_s^{*)} = \frac{T}{M}.$$

Die Zeit des Sinkens, bei einer Flughöhe $\mathfrak{H}$:

$$\mathfrak{H} = \mathfrak{g}_s \frac{t^2}{2}, \qquad t = \sqrt{\frac{2\mathfrak{H}}{\mathfrak{g}_s}}.$$

Ein Widerstand der Fallgeschwindigkeit kann hiebei nicht in Rechnung gebracht werden, weil der treibende Luftstrom die Flugmaschine vollkommen einschliesst und dieser keinen Widerstand ergibt.

Wird dies Sinken zur rechten Zeit wahrgenommen und der volle Auftrieb zur Geltung gebracht, so stehen zwei Kräfte einander gegenüber, nämlich:
der Ueberschuss des Auftriebes: $P - G = 0{\cdot}1 P = P_3$,
und obige Kraft: $T = 0{\cdot}13 \frac{2}{3} F v_1^2$.

Den ungünstigsten Fall vorausgesetzt, dass ein Landen unvermeidlich ist, muss doch bedungen werden, dass dies nur mit der normirten Geschwindigkeit von $5{\cdot}95^{\underline{m}}$ erfolge [rund (=) 6·0 m].

a) Vorausgesetzt das Sinken wird nicht bemerkt, der Luftstrom ist heftig und momentan aufgetreten, so ist die noch zulässige Geschwindigkeit der Luft:

$$6{\cdot}0 = \mathfrak{g}_s\, t = \mathfrak{g}_s \sqrt{\frac{2\mathfrak{H}}{\mathfrak{g}_s}} = \sqrt{2\mathfrak{g}_s\mathfrak{H}},$$

*) Ist variabel.

$$g_s = \frac{36}{2\mathfrak{H}} = \frac{T}{M} = \frac{0{\cdot}13\,\frac{2}{3}\,F\,v_l^2}{G/g},$$

$v_l = \sqrt{21{\cdot}18\,\frac{G}{F}\,\frac{1}{\mathfrak{H}}}$, nach Seite 11 ist $G/F = 9{\cdot}25$, somit:

$v_l = \frac{14}{\sqrt{\mathfrak{H}}}$. Ist alsdann die Reisehöhe $200{\cdot}0^{\underline{m}}$,

so wird v_l (=) $1{\cdot}0^{\underline{m}}$,

für $\mathfrak{H} = 500{\cdot}0^{\underline{m}}$ „ v_l (=) $0{\cdot}6^{\underline{m}}$ und

„ $\mathfrak{H} = 50{\cdot}0^{\underline{m}}$ „ v_l (=) $2{\cdot}0^{\underline{m}}$.

die Zeit aber:

$$t_{200} = \sqrt{\frac{2\,\mathfrak{H}^2\,2}{36}} = \frac{\mathfrak{H}}{3} = 67 \text{ Sec.}, \qquad t_{500} = 167 \text{ Sec.}$$

Also auch eine kaum bemerkbare Luftströmung von nur 1·0 resp. $0{\cdot}6^{\underline{m}}$ Geschwindigkeit bringt die Flugmaschine nach 67 oder 167 Secunden mit der normalen Landungsgeschwindigkeit auf den Boden; diese Zeit ist aber genügend, um das Sinken bemerken zu können und die Gegenmanöver auszuführen, womit:

b) Das Sinken wird bemerkt und der Auftrieb aufwärts gestellt, womit die herabzutreibende Kraft nur:

$$T - P_3 = 0{\cdot}13\,\frac{2}{3}\,F\,v_l^2 - 0{\cdot}1\,G \quad \text{sein wird.}$$

Ist v_l nicht grösser als $\sqrt{\frac{0{\cdot}3\,G}{0{\cdot}26\,F}} = \sqrt{10{\cdot}64} = 3{\cdot}26^{\underline{m}}$ d. h.

die aufwärts gerichtete Kraft gleich mit der abwärts gerichteten, so erfolgt überhaupt kein Sinken.

Fürs normale Landen darf sein: $6{\cdot}0 = g_s\, t$,

$$\mathfrak{H} = g_s \frac{t^2}{2} = \frac{36}{2\, g_s}, \qquad \frac{36}{2\,\mathfrak{H}} = \frac{T'}{M} = \frac{0{\cdot}13\,\frac{2}{3}\,F\,v_l^2 - 0{\cdot}1\,G}{G/g},$$

$$v_l^2 = 5{\cdot}96 \sqrt{\frac{5.61}{\mathfrak{H}} + 0{\cdot}3}, \qquad \text{für } \mathfrak{H} = 200, \qquad v_l = 3.40,$$

$$\text{„} \quad \mathfrak{H} = 500, \qquad v_l = 3.34.$$

Die Zeit aber:

$$\mathfrak{H} = g_s \frac{t^2}{2}, \qquad 6{\cdot}0 = g_s\, t,$$

$$g_s = \frac{6{\cdot}0}{t}, \qquad \mathfrak{H} = \frac{6{\cdot}0}{t}\,\frac{t^2}{2}, \qquad t = \frac{\mathfrak{H}}{3} \text{ also} \begin{cases} 67 & \text{und} \\ 167 & \text{Sec.} \end{cases}$$

wie früher.

c) Wird nicht nur die Hebekraft aufwärts gestellt, sondern diese auch noch auf das Mögliche erhöht, durch theilweises Auslassen des Petroleums, womit:

$P_3 = 0{\cdot}4\, G$ und $\frac{G}{F} = 10$ wird, so ist die herabzutreibende Kraft:

$T' = 0{\cdot}13\,\frac{2}{3}\,F\,v_l^2 - 0{\cdot}4\,G$ und $v_l = 6{\cdot}8^{\underline{m}}$, wobei noch kein Sinken eintritt.

Fürs normale Landen: $6{\cdot}0 = g_s\, t$, $\mathfrak{H} = g_s \frac{t^2}{2}$,

$$g_s = \frac{36}{2\,\mathfrak{H}} = \frac{T'}{M}, \qquad v_l = \sqrt{\frac{208}{\mathfrak{H}} + 46},$$

für $\mathfrak{H} = 200$, $v_l = 6{\cdot}85$, $t = 67$,

„ $\mathfrak{H} = 500$, $v_l = 6{\cdot}80$, $t = 167$ Sec.

Aus diesen Resultaten ersehen wir, dass von den, glücklicherweise nur äusserst selten abwärtsgerichteten Luftströmungen, nur ganz mässige zu bekämpfen sind und nur bei solchen ein normales Landen möglich ist; schon etwas grössere derartige Luftströmungen zerschellen die Flugmaschine am Boden. Ferner sehen wir, dass eine gewisse Geschwindigkeit noch bekämpfbar ist, aber auch nur der kleinste Ueberschuss über diese Grenze schon unvermeidlich ein Landen verursacht, und zwar ist dieser Ueberschuss umso kleiner, je grösser die Flughöhe ist. Diese hiemit behandelte Luftbewegung ist somit die einzige Eventualität, welche — aber auch nur scheinbar — gegen grosse Reisehöhen spricht.

Aus alle diesem folgt somit, dass abwärtsgerichtete Luftströmungen, wie jede Senkung der Flugmaschine auf das sorgfältigste beobachtet und Gegenmassregeln sofort ergriffen werden müssen. Ist alsdann ein derartiger Luftstrom passirt, oder war derselbe nur kurz andauernd, somit zu bekämpfen gewesen, so wird die Reise fortgesetzt; währt aber das Sinken weiter — trotz Höherlegen der Hebekraftrichtung — so ist keine Aussicht mehr vorhanden, die augenscheinlich allzubedeutende und andauernde Abwärtsströmung bekämpfen zu können; es muss durch theilweises Auslassen des Pètroleums getrachtet werden, wenigstens ein normales Landen zu sichern, die Reise wird somit unterbrochen.

5. Kurz andauernde Luftstösse, können, der

kurzen Dauer entsprechend, heftiger sein. Bekanntlich sind diese Luftstösse nicht solcher Natur, wie die der weniger compressiblen festen Materiale, wirkliche Stösse momentaner Dauer, sondern bestehen nur im Anwachsen des Luftdruckes innerhalb sehr kurzer Zeit, auf das überhaupt mögliche Maximum. Fassen wir einen der Grenzwerte ins Auge, die Dauer des Stosses (Anwachsens) sei $^1/_{10}$ Secunde.

Hier dürfen wir nicht auf die Möglichkeit rechnen ein Contramanöver ausführen zu können, darum nehmen wir:

$$T = M g_s, \quad 0{\cdot}13 \frac{2}{3} F v_l^2 = \frac{G}{g} g_s, \quad \text{ferner:}$$

$$6{\cdot}0 = g_s t, \quad t = 0{\cdot}1, \quad g_s = 60, \quad \text{somit:}$$

$$v_l \; (=) \; 25{\cdot}5 \, \underline{^m} \quad („\text{sturmähnlich}“).$$

Eine in der Luft schwebende Flugmaschine wird also von einem Luftstosse mit 25·5 $\underline{^m}$ Geschwindigkeit und $^1/_{10}$ Secunde Dauer in derselben Zeit auf die normale Landungsgeschwindigkeit accellerirt. Der beschriebene Weg hiebei ist:

$$s = g_s \frac{t^2}{2} = 0{\cdot}3 \, \underline{^m};$$

es verursacht also dieser Stoss eine kaum bemerkbare Oscillation.

Fragen wir: wie lange darf eine so grosse Luftströmung andauern, damit bei gegebener Reisehöhe das Landen sich noch zu einem normalen gestalten könne? Es muss zu diesem Zwecke die über der Accellerirstrecke noch übrige Höhe genügend sein, die

angewachsene Geschwindigkeit (lebendige Kraft) zu verbrauchen.

Die treibende Kraft obiger Geschwindigkeit ist:

$$T = 0{\cdot}13 \frac{2}{3} F \overline{25}^{2} (=) 1350 \text{ klgr.}$$

Die anfängliche Accelleration: $g_s = \frac{T}{M}$ (=) 44·0 m.

Diese Accelleration wird der verfügbaren Zeit entsprechend eine Endgeschwindigkeit erzeugen.

Nach Ablassen des treibenden Luftstromes, befindet sich die Flugmaschine in ruhender Luft, deren Widerstand einen verzögernden Druck auf die tragenden Flächen der Flugmaschine ausüben wird. Hiemit wirft sich als erste die Frage auf, wie gross darf die erreichte Endgeschwindigkeit sein vom Standpunkte der Festigkeit einer Flugmaschinenconstruction, damit der in diesem Falle momentan, stossweise auftretende Luftwiderstand die Construction nicht ruinire?

Die normale Flächenbelastung ist:

$$\frac{333}{25} = 13{\cdot}32.$$

Die Festigkeitsdimensionen werden mit dreifacher Sicherheit gerechnet, es darf also der Flächendruck somit auch die Gesammtbelastung der tragenden Flächen das Dreifache des normalen keinesfalls überschreiten. Der maximal zulässige Luftwiderstand darf also nur:

$\sim$ 40·0 respective $40 \times 25 = 1000{\cdot}0$ klgr. betragen.

Den Luftwiderstand können wir rechnen nach:

$$40 \times 25 = 0{\cdot}13 \frac{5}{4} 25{\cdot}0\, v^2$$

aus welchem die zulässige Endgeschwindigkeit:

$$v = 15{\cdot}7 \text{ m.}$$

Diese Endgeschwindigkeit bestimmt die zulässige Andauer des Abwärtstreibens im gegebenen Falle mit

$$t = \frac{15{\cdot}7}{44} (=) 0{\cdot}35 \text{ Secunden,*)}$$

den Weg aber mit: $s = gt^2/_2 = 2{\cdot}695$ m.

Zurückkehrend auf anfangs gestellte Frage der nöthigen Reisehöhe, bestimmen wir den Verzögerungsweg, indem

$$Ts = \frac{Mv^2}{2}$$

berücksichtigt wird, ferner, dass der Aufbrauch der angehäuften lebendigen Kraft derart geschieht, dass für jedes Wegelement die Arbeit des Luftwiderstandes gleich ist mit der Abnahme an lebendiger Kraft, es steht also:

$$Mv_x\, dv_x = 0{\cdot}13 \frac{5}{4} Fv^2_x\, ds$$

$$\frac{G}{F} \frac{dv_x}{v_x} = 1{\cdot}59\, ds \quad , \quad 12{\cdot}0 \int_{15\cdot 7}^{6\cdot 0} \frac{dv_x}{v_x} = 1{\cdot}59 \int_{s_r}^{0} ds$$

$$s_r = 7{\cdot}54 \times 12{\cdot}6 = 7{\cdot}16 \text{ m}$$

---

*) Die Abnahme der treibenden Kraft mit Eintritt einer Geschwindigkeit wurde in Betracht der überhaupt sehr kurzen Einwirkungsdauer unberücksichtigt gelassen.

somit die Gesammthöhe:

$$\mathfrak{H} = 2{\cdot}695 + 7{\cdot}163 = 9{\cdot}86 \text{ m.}$$

Es darf also ein Luftstoss von 25·0 $\frac{m}{}$ Geschwindigkeit 0·35 Secunden andauern, dabei muss die Flugmaschine mindestens 10·0 $\frac{m}{}$ vom Boden entfernt sein, damit die Landungsgeschwindigkeit nicht grösser sei als die normirte von 6·0 $\frac{m}{}$ und kein Bruch entstehe durch den momentan auftretenden Luftstoss.

6. Es sollen noch kurz betrachtet werden die horizontalen und verticalen Luftwirbel. Die horizontalen Wirbel, deren Achse also vertical ist, und fast ausnahmslos aufwärtstreibend wirken, werden keinen verhängnissvollen Einfluss ausüben können, diese drehen nur die Flugmaschine um deren verticale Achse herum, sind für den Luftschiffer unangenehm und vernichten die Orientirtheit vollkommen.

Verhängnissvoll können aber die verticalen Wirbel, werden, deren Achse horizontal liegt. Für die Wirkung und die Contramanöver muss unterschieden werden, ob die Achse des Wirbels mit der Reiserichtung zusammenfällt, oder auf derselben senkrecht steht und hiebei, ob der Wirbel positiv (mit dem Uhrzeiger) oder negativ (gegen den Uhrzeiger) ist.

a) Mit der Reiserichtung zusammenfallende Achsenrichtung (Fig. 31, Tafel IX) wird die Flugmaschine aus der normalen Lage bringen und Pendelungen verursachen. Dieser Wirbel kann mit der Flugmaschine mitwandeln, auszuweichen ist diesem

nur dadurch, dass wir durch Höherlegen der Hebelkraftrichtung aus dem Wirbel herauszukommen trachten.

b) Positiver Richtung drehende Wirbel, deren Achse senkrecht auf die Reiserichtung gerichtet ist (Fig. 3, 1. 1.) resultiren ein sehr unangenehmes Untertreiben des Luftschifferstandortes unter die Maschine. Diesem wird durch Oeffnen des Steuers entgegengewirkt.

Negativ drehende Wirbel (Fig. 32, 2. 2.) senken die Hebekraftrichtung, wodurch ein Sinken der Flugmaschine eintritt. Diesem entgegenzusteuern, wird der Auftrieb höher gelegt und der Luftschiffer tritt zurück, möglichst nahe an die Barrière an.

Die Steuerung.

An Steuervorrichtungen werden wir zweierlei an unserer Flugmaschine anwenden. Die eine dient zur Einstellung der Hebekraftrichtung und besteht dementsprechend aus einer Hebelverbindung zwischen Gehänge und Flügelapparat und ist für die Behandlung mit der rechten Hand eingerichtet. Eine Verstellung dieses Manipulirhebels ändert die gegenseitige Lage der Schwerpunkte, womit durch Einwirken der äusseren, zur Stabilität in der normalen Lage mitwirkenden Kräfte eine neue Gleichgewichtslage zustande kommt, bei welcher nunmehr die Richtung der Hubkraft höher oder tiefer zu liegen kommt.

Der Manipulirhebel kann in seinen Lagen fürs Aufsteigen und Landen, sowie in der Endstellung für die normale Reise arretirt werden, erlaubt aber Stellungen auch über die normalen Endstellungen hinüber. (Schematische Skizze, siehe Figur 33.)

Die zweite Steuervorrichtung ist ein gewöhnliches Flächensteuer, welches an der Barrière des Standplatzes angebracht, für die Manipulation mit der linken Hand eingerichtet, zur Ausführung von Coursänderungen dient. Die Grösse desselben bestimmt die Zeit und den Raum innerhalb welchem Richtungs-

änderungen durchführbar sind. Wir kommen nicht in die Lage scharfe Curven in kurzer Zeit beschreiben zu müssen, es ist darum kein Grund vorhanden, dies Steuer möglichst leistungsfähig, gross zu machen, wohl aber sind Gründe vorhanden, es möglichst klein zu bemessen. Diese Gründe sind:

1. Die Störung des Gleichgewichtes, welche das in Activitättreten des Steuers verursacht;

2. Raumverhältnisse und Gewichtsbedingungen;

3. möglichste Verminderung der Einflüsse seitlicher und wirbelnder Luftströmungen.

In seiner Ausführung besteht das Steuer aus Längsrippen, welche an gemeinsamer Achse drehbar sind und über welche der flächenbildende Stoff gespannt ist. Geöffnet kann das Steuer in der Mittelstellung arretirt werden; gewöhnlich oder ausgelöst und sich selbst überlassen, hängt es zusammengefaltet herab.

Nach unserer Bemessung wird dieses Steuer mit 1·26 $\underline{m}^2$ Flächengrösse ausgeführt.

Der Gebrauch dieses Steuers erfordert Vorsicht, denn wird es in Activität gesetzt, so vermehren sich die horizontalen Kräfte, das Gleichgewicht des Reisezustandes wird gestört; es darf also das Steuer nur successive geöffnet werden, wobei — nach Bedarf — die Hubkraft immer höher gelegt werden muss.

Observir-Apparate.

Wie die behandelten Vorkommnisse der Reise, die sehr kurzen Fallzeiten und der Umstand, dass schon ganz kleine Aenderungen in der Richtung der Hubkraft ein Sinken der Flugmaschine mit sich bringen, bezeigen, ist ein sorgfältiges und verlässliches Beobachten des Geschwindigkeits- und Gleichgewichtszustandes von grosser Bedeutung; das Gefühl ist hiezu nicht ausreichend, es müssen Apparate zur Verwendung kommen.

Welch hiezu geeignete Apparate in der Flugpraxis alle nothwendig und zur Verwendung gebracht werden, ist heute behandeln zu wollen, noch verfrüht; als nothwendig muss aber schon bezeichnet werden:

1. Secundenuhr,
2. Compass,
3. Dosenlibelle,
4. Accellerations- und
5. Geschwindigkeitsmesser.

Beide Letztere ebenso für den senkrechten Fall als für die Reisebewegung.

Hier mag auch die Frage erwähnt werden, ob die Luftströmungen den Luftschiffer behelligen, ob eine schützende Hülle nöthig und zulässig ist?

Die Luftströmung der Reisegeschwindigkeit (20·0 m) ist die bedeutendere, aber auch diese ist, obschon unangenehm, ohne weiteres zu ertragen, es werden höchstens entsprechende Brillen für die Augen und Athemschützer vor dem Munde zur Verwendung kommen können.

Die vom Flügelapparat herrührende Luftströmung, weil geringer (15·0 m), wird kaum bemerkbar sein.

Eine schützende Hülle erachte ich demzufolge für vollkommen überflüssig, mit Rücksicht auf die Nachtheile, die vom aëronautischen Standpunkte aus daraus erwachsen, entschieden unzulässig. Diese meine Ansicht erhält nachdrückliche Bestätigung in einem graphischen Calcül über den Einfluss einer derartigen Hülle auf die Stabilität, Reisegeschwindigkeit und den Arbeitsbedarf.

Das Landen.

Ein anstandsloses Landen kann nur senkrecht abwärts durchgeführt werden.

Unter normalen Verhältnissen soll auch hiebei der Motor arbeiten, doch mit verminderter Leistung; bei entsprechender Uebung kann hiemit jedwelcher Stoss vermieden werden.

Sehr bedeutende Schwierigkeiten verursacht auch die kleinste Luftbewegung; der vollkommen gewichtlose Apparat wird innerhalb der Grenzen, welche die Trägheit seiner Masse bestimmen, der geringsten Luftbewegung folgen, dies verursacht beim Anlangen am Boden sehr leicht das Umstürzen des Apparates.

So wenig wir bei einiger Gewandtheit, in gewisser Höhe des freien Luftmeeres zu befürchten haben, ebenso gefahrvoll ist das Landen; es werden darum, jeder Luftbewegung unzugängliche, wohlgeschützte Landungsplätze wünschenswerth sein.

Zum Zwecke des Landens wird vor allem die Reisegeschwindigkeit auf 0·0 herabgebracht werden, was am zweckentsprechendsten durch Aufwärtslegen der Hubkraft $\alpha_0 = 0{\cdot}0$ geschieht. Diese somit eintretende vor- und aufwärts sich erstreckende Wegstrecke

wird auch vortheilhaft zum Ausführen von nöthigen Cursänderungen und Einnahme der Landungsstelle benützt.

Sobald die Vorwärtsbewegung aufhört, kann die Arbeit des Motors verringert werden, womit das senkrechte Sinken beginnt; vollkommen abgestellt wird der Motor erst 10—20 m über dem Boden.

Benützten wir eine günstige Luftströmung und hatten wir eine übernormale Reisegeschwindigkeit inne, so erfordert das Landen noch grössere Vorsicht. Vor allem soll getrachtet werden, aus der Luftströmung herauszukommen, auch muss vom Bewegungszustande der Luft, unmittelbar am Boden, Kenntnis verschafft werden. Ist dort die Luft auch in Bewegung, so ist ein Landen unmöglich, die Reise muss fortgesetzt werden bis ruhige Luft gefunden wird.

Das unwillkürliche Landen erfolgt entweder in Folge abwärtsgerichteter Luftströmungen oder wenn der Motor versagt. Für diese Fälle muss die Tragfläche möglichst horizontal, für kurze Zeit etwas nach rückwärts geneigt gestellt werden und zur Verminderung des Gewichtes das Petroleum abgelassen werden.

Ob hiermit bei unthätigem Motor ein senkrechtes Landen möglich ist, bestimmt die innegehabte Reisegeschwindigkeit und Flughöhe. Infolge der vorhandenen lebendigen Kraft ist die Bahn des Landens eine Curve, damit die Schlusstangente dieser Curve vertical sei, muss genügende Höhe vorhanden sein,

die lebendige Kraft durch den Luftwiderstand aufzubrauchen.

Die lebendige Kraft der Flugmaschine im Momente des Versagens ist:

$$\frac{M v_r^2}{2} = L,$$

der Luftwiderstand aber:

$$W = 0{\cdot}13 \, F_r \, v_r^2;$$

der Widerstand ist variabel; für differentiale Wegstrecken ist die Abnahme der lebendigen Kraft gleich mit der Arbeit des Luftwiderstandes.

$$- M v_x \, dv_x = 0{\cdot}13 \, F_r \, v_x^2 \, ds,$$

$$- \frac{G}{g} \frac{dv_x}{v_x} = 0{\cdot}13 \, F_r \, ds,$$

$$- \frac{G}{g} l \, v_x \Big|_{v_r}^{0} = 0{\cdot}13 \, F_r \, s \Big|_{0}^{s},$$ aus welchem

$s = \infty$; das heisst wir bedürfen einer unendlichen Wegstrecke. Praktisch können wir also eine Verminderung bis auf 0·0 nicht erreichen, wir werden uns darum mit einer Endgeschwindigkeit, welche der Stabilität der Flugmaschine am Boden noch entspricht, begnügen müssen.

Die Höhenlage des Schwerpunktes der Gesammtconstruction sei: 2·0$\underline{^m}$, die Kippkante vom Lothe desselben sei: 1·5 m so ist:

$$T_h \, 2{\cdot}0 = G \, 1{\cdot}5, \qquad T_h = 0{\cdot}75 \, G.$$

Beim Ankommen am Boden sei innerhalb der Stabilität liegend ein Vorkippen von $s_k = 0{\cdot}3$ m gestattet, so ist die zulässige Landungsgeschwindigkeit:

$$\frac{M\,v_e^2}{2} = T_h s_k,\; v_e = \sqrt{\frac{2T_h s_k}{M}} = \sqrt{2 \times 0{\cdot}75 \times s_k\, 9{\cdot}8} = 3{\cdot}83\sqrt{s_k},$$

$$v_e = 2{\cdot}10\ \text{m},$$

womit für obige Wegstrecke sich ergibt:

$$-\frac{G}{g}l\frac{2}{v_r} = 0{\cdot}13\ F_r\ s. \quad \text{Es sei:} \quad F_r = 3{\cdot}0\ \text{m}^2 \quad \text{und}$$

$$v_r = 20{\cdot}0\ \text{m} \quad \text{so ist:} \quad s = 0{\cdot}6\ G,$$

$$v_r = 40{\cdot}0\ \text{m} \quad „ \quad „ \quad s = 0{\cdot}8\ G.$$

Und für $G = 300{\cdot}0$, $s = 180{\cdot}0$, $240{\cdot}0$ m.

Zum Belaufen dieser Wegstrecken nöthige Zeit ist, nachdem die Verzögerung des Widerstandes:

$$W = M\,g_v, \quad g_v = \frac{0{\cdot}13\ F_r\, v_x^2}{G}\,9{\cdot}8 \quad \text{und} \quad -dv_x = g_v\,dt,$$

$$-\frac{dv_x}{v_x^2} = \frac{3{\cdot}8}{G}\,dt, \qquad \frac{1}{v_x}\Bigg\}_{v_r}^{2{\cdot}0} = \frac{3{\cdot}8}{G}\,t\,\Bigg\}_0^t$$

$$\frac{1}{2} - \frac{1}{v_r} = \frac{3{\cdot}8}{G}\,t$$

für obige Reisegeschwindigkeiten:

$$t = \begin{cases} 0{\cdot}118\ G \\ 0{\cdot}125\ G \end{cases} \quad \text{und für } G = 300 \text{ ist:} \quad t = \begin{cases} 35{\cdot}4\ \text{Sec.} \\ 37{\cdot}5\ „ \end{cases}$$

Von der sehr kleinen Angehzeit abgesehen, fällt die Flugmaschine mit der normalen Fallgeschwindigkeit des Beharrungszustandes (6·0 m) während dieser Zeit: $s = 6{\cdot}0\ t$.

$$H_{20} = 212{\cdot}4^{\underline{m}},$$

$$H_{40} = 225{\cdot}0\ „.$$

Wir müssen also, mit Rücksicht auf ein entsprechendes Landen immer eine Reisehöhe über 200·0 m inne haben.

Die Gesammtconstruction und deren Manipulation am Boden.

Die Gesammt- und Detailanordnung einer Flugmaschine meines Principes ist im Schlusscapitel unter „Praktische Ausarbeitung eines Projectes" gegeben; als allgemein giltige Constructionsregeln aber müssen auch schon hier folgende aufgestellt werden.

Sämmtliche schwerere Bestandtheile, wie Motor, Petroleumbehälter und eventuell weitere sollen principiell unmittelbar an die Welle des Flügelapparates angebracht werden; dieselbe ist ihrer Bestimmung entsprechend schon genügend stark und tragfähig, ein derartiges Belasten erfordert darum keine Dimensionvergrösserung, involvirt keine Gewichtserhöhung. Das Gehänge, welches somit nur den Luftschiffer zu tragen hat, kann mit minimalsten Gewichts- und Festigkeitsdimensionen ausgeführt werden. Es bestehe aber auch nur aus einem möglichst einfachen Stativ mit drei Füssen, welche durch die, den Standplatz ergebende, perforirte Stahlplatte und Zugdrähte zu einem steifen Ganzen zusammengefügt sind. Den Standort umfasst eine leichte Barrière.

Als Material der Bestandtheile kommt für die Holztheile und zwar für die Radspeichen, Manipulir-

hebel und Barrière Bambusrohr, für das Gehänge aber die elastischen Stäbe der Rohrpalme zur Verwendung. Das Gehänge kann auch aus Aluminiumrohren hergestellt werden, doch versprechen Hohlstäbe aus den dünnen Ruthen der Rohrpalme zusammengefügt, dem Stoss einer unvorsichtigen Landung besser widerstehen zu können.

Die Zugdrähte sind aus verzinktem Stahl, der Inanspruchnahme entsprechend, möglichst dünn. Die Tragfläche besteht aus wasser- und luftdichtem Stoff; die Entlastungsschnüre sind ganz dünne Hanfschnüre. Das Steuer, wie schon erwähnt, besteht aus gespaltenen Holzrippen mit Stoffüberzug.

Das Zusammenfügen der Holztheile geschieht mit Hilfe von aus Stahlblech gebogenen Façonstücken, in deren genietete und hart gelöthete Rohrbüchsen die Holzbestandtheile mit Instrumentengewind hineingeschraubt werden. Die Sicherung gegen das Herausdrehen besorgt Harz, welches als Schmier- und Klebemittel aufs Gewinde aufgestrichen wird und Durchstecksplinten, welche zugleich als Bügel der Zugdrähte dienen.

Die Manipulationsfähigkeit der Flugmaschinen am Boden, nach welchem Systeme selbe auch erbaut sein werden, wird immer Schwierigkeiten bereiten. Die grossen Dimensionen — und solche müssen diese immer haben — begründen recht wohl die Frage: wo werden wir die Flugmaschine am Boden unterstellen? wie werden wir dieselbe hier gegen

Ruiniren durch Wind und Sturm schützen? wie wird sie transportirt? Heute noch können und sollen auch diese Fragen uns keine Sorge bereiten; nach endgiltiger Lösung des Flugproblemes bedürfen aber gewiss diese Fragen einer Beantwortung.

Zur Verkleinerung der Dimensionen muss angestrebt werden, den Flügelapparat ausser Gebrauch vogelähnlich einschlagen zu können. Meine Apparate, wie auch die Luftschraube ermöglichten dies einfacherweise; es brauchen zu diesem Zwecke nur die derzeit als Zugdrähte ausgeführten Bestandtheile, als einklappbare Stangen ausgeführt zu werden, der grosse Flügelapparat kann somit, ausser Gebrauch, herabgelassen werden und die Flugmaschine ist überall unterstellbar.

Der Motor.

Welchen Ansprüchen ein Motor für aëronautische Zwecke, bezüglich seiner numerischen Leistungsfähigkeit und seines Gewichtes entsprechen muss, haben wir im Laufe unserer Abhandlung von Fall zu Fall angegeben; welchen derselbe vom Standpunkte der Maschinen- und Wärmetheorie wird entsprechen müssen, soll, wie schon Eingangs bedeutet wurde, in einem separaten Buche behandelt werden; welchen Ansprüchen schliesslich in technisch-constructiver Hinsicht zu genügen ist, soll hier angedeutet werden.

Vor allem muss mit dem bisherigen Constructionsprincipe unserer Stabilmaschinen vollkommen gebrochen werden. Dimensionirungsprincipien, welche als Grundlage möglichst grosse Freigiebigkeit mit dem so billigen Gusseisen besitzen, welche gestatten, dass lange Dauer, solide Stabilität durch eigenes Gewicht und z. B., dass das wiederholte Ausbohren des Cylinders berücksichtigt werden könne, sind aufzugeben.

Das Dimensionirungsprincip unserer Maschinen sei: „möglichst geringes Gewicht". Gusseisen ist

für immer und für alle Bestandtheile ausgeschlossen. Soferne Zahnräder vorkommen (bei der Uebersetzung vom Motor auf die Welle des Flügelapparates) können nur sorgfältigst ausgeführte, entsprechend abgearbeitete Gussstahl und Bronzeräder zur Verwendung kommen.

Alle übrigen Bestandtheile sind aus Stahlblech herzustellen, welches zu Festigkeits-Profilen gebogen, genietet und hart verlöthet wird. Gestänge, Wellen aus dünnwandigen Stahlrohren, Kolben mit Lederstulp-Dichtung, Verbindungsschrauben alle feingewindig ohne Muttern.

In der Berechnung der Festigkeit werden wir auch einer Reform bedürfen. Mit unseren conservativen diesbezüglichen Formeln ist es unmöglich einer Flugmaschine entsprechende Maasse herauszubekommen. Es werden nur die besten Baumaterialien zur Verwendung kommen können, deren Inanspruchnahme muss aber möglichst hoch, bis an 80 % der Elasticitätsgrenze (annähernd gleichwerthig mit dreifacher Sicherheit) zugelassen werden, so dass z. B. weicher Gussstahl, das Hauptmateriale der Flugmaschinenconstruction mit einer Belastung von 45 klgr. pro m/m^2 in Rechnung gezogen werden kann.

Nachdem unter Umständen grössere Tourenzahlen zur Verwendung kommen, sollen hier auch die höchst zulässigen peripherialen Geschwindigkeiten angegeben sein, in den Werthen wie ich sie ermittelte:

	𝔖	γ	v*)
Stahl	40	7.85	316
Aluminium . .	7	2·5	234
Bambusrohr .	2	0·4	330
Rohrpalme . .	2·5	0·47	∾

Mit diesen, aber auch nur mit diesen hohen Inanspruchnahmen der Materialien, kommen wir in Besitz derjenigen Gewichtsdimensionen, welche das Zustandebringen einer flugfähigen Flugmaschine ermöglichen, diese werden also für die erste Ausführung unvermeidlich sein. Hiemit ist aber keinesfalls gesagt, dass diese Dimensionirungsweise für immer massgebend sein wird, im Gegentheile: wir haben auf Seite 124 gesehen, dass wir bei der praktischen Ausübung des Fluges in Lagen kommen können, wo momentan auftretende Luftstösse die Flugmaschine ruiniren; wir werden darum, im Besitze vollkommener Gewandtheit im Construiren und Ausführen dieser Constructionen, gewiss zu bedeutend soliderer, die Sicherheit der Luftreise erhöhender Dimensionirung zurückkehren.

*) 𝔖 zulässige Inanspruchnahme. γ specifisches Gewicht. v peripheriale Geschwindigkeit.

Praktische Ausarbeitung eines Projectes.

Um den Vorgang bei der Berechnung einer Flugmaschine in Umrissen darzustellen, hauptsächlich aber um die im Vorhergehenden angegebenen Gewichte theilweise zu motiviren, möge hier solch eine Berechnung durchgeführt werden.

Es müssten eigentlich, meinen gegebenen Principien entsprechend, zwei Projecte ausgearbeitet werden, eines für alternirende Flügel und eines für den Transformirvorgang. Der definitive Arbeitsbedarf des alternirenden Flügelapparates aber ist theoretisch nicht zuverlässig zu ermitteln, praktische Versuchsresultate, welche klarlegten, welch Resultat wir mit diesen erreichen können, stehen derzeit noch nicht zu Gebote. Ich will darum, ersteres Project für andere Gelegenheit vorbehaltend, hier nur für mein neu aufgestelltes Transformirprincip die Rechnungen geben.

Das Gesammtgewicht der Flugmaschine. Für das Gewicht einer Flugmaschine bildet das anstrebbare Endziel ca. $150._0$ klgr. Mit Erreichung dieses Gewichtes, beträgt die eigentliche Maschine ohne Brennmaterialvorrath und Luftschiffer 60 klgr. Dies Gewicht ist für ein bis zwei Mann prakticabel, die

Handsamkeit am Boden, kaum etwas zu wünschen übrig lassend, gesichert. Unter dieses Gewicht aber wird auch nicht recht zu kommen sein.

Die Tragfläche. Die allgemeine Grösse derselben ist, wie wir gesehen haben, durch die Bedingung einer gesicherten, unfallfreien Landung präcisirt. Um möglichst geringe Dimensionen zu erhalten, wollen wir der Berechnung das Gesammtgewicht ohne Brennmaterialvorrath zugrunde legen und die für den Fall günstige convexe Form der Tragfläche berücksichtigen.

Das Gewicht ohne Petroleumvorrath beträgt 135.0 klgr., die günstige Form bringen wir durch $^5/_4$ F in Rechnung.

Nach Seite 10 schreiben wir also:

$$\frac{G}{2} = 0{\cdot}13\,\frac{5}{4}\,F\,v_f^2, \quad \text{somit für } v_f = 6{\cdot}0, \quad F = 11.538\ m^2$$

$$\text{und } r_I = \sqrt{\frac{F}{\pi}}\ (=)\ 1.9\ m, \quad 2\,r_I\,\pi = 11.93\ m.$$

Die Hauptdimensionen des Luftförderapparates. Der nöthige Auftrieb ist:

$$P = 1.1\ G = 165.0\ \text{klgr.};$$

die nöthige Luftgeschwindigkeit, nachdem:

$$\frac{P}{F_{10000}} = 0.00143\ \text{Atm.}, \qquad 0.00143 \times 8000 = h = 11.44$$

$$v_z = v_a = \sqrt{2gh}\ (=)\ 15.0\ m, \quad v^2 = 224.0.;$$

die Breite, richtiger Höhe, der peripherialen Zuflussöffnung:

$$a = \frac{P}{v^2\,2\,r_I\,\pi \times 0.132} = \frac{165.0}{224.0 \times 11{,}93 \times 0.132} = 0.467\ m$$

$$F_z = F_a = 2\,r_I\,\pi\,a = 5.57\ m^2, \quad r_a = 1.33\ m.$$

Die nöthige Luftmenge und der theoretische Arbeitsbedarf.

$$M_t = P \frac{2 (r_1 - {}^2/_3\, r_n)}{v^2} = 165 \frac{2.03}{224.0} (=) 1.50 \text{ klgr.},$$

$$t = 0.135 \text{ Sec.}$$

$$M_{1 \text{ Sec.}} = \frac{1.50}{0.135} = 11.11 \text{ klgr.}$$

Die lebendige Kraft dieser Luftmasse, d. h. der theoretische Arbeitsbedarf:

$$\frac{M_{1 \text{ Sec.}}\, v^2}{2} = 1244.3 \text{ klgr./m.} = 16.59 \text{ HP.}$$

Der effective Arbeitsbedarf, respective die Leistungsfähigkeit des Motors wird auch nicht mehr ausmachen als obiger theoretische Bedarf des reinen Transformirvorganges, denn wir werden den Abbruch durch den praktischen Wirkungsgrad, ausgleichen mit Anwendung combinirt arbeitender Apparate, für welche die nöthige Geschwindigkeit:

$$165{\cdot}0 = \frac{3}{2} F \frac{v^2}{2g} \gamma (=) 1{\cdot}15\, v^2, \quad v^2 = 143{\cdot}48, \quad v (=) 12{\cdot}0.$$

Das Verhältnis $\frac{P}{L} = \frac{3}{v}$ wird: $\frac{3}{12} = 0{\cdot}25$ und somit der theoretische Arbeitsbedarf:

$$L = \frac{1{\cdot}65}{0{\cdot}25} = 660 \text{ klgr/m} = 8{\cdot}8 \text{ HP.}$$

Den Wirkungsgrad mit 50 % vorausgesetzt, wird der effective Bedarf:

$$N_{\text{eff.}} = \frac{8{\cdot}8}{0{\cdot}5} = 17{\cdot}6 \text{ HP.}$$

Die Motorenconstruction darf also pro HP nur ∾ 0.9 klgr. wiegen. Wie diese Anforderung zeigt, stehen wir beim Entwerfen dieser kleinen Type, einer bedeutend schwierigeren Aufgabe gegenüber, als bei der grossen, für deren Motor pro HP über 1·0 klgr. Gewicht entfällt.

Constructionsdetails und Gewichtsberechnung.

Die passive Tragfläche — wie schon angedeutet — besteht aus luftdichtem Stoffe, über welchem als eigentlicher tragender Theil ein grossmaschiges Netz der Tragschnüre angebracht ist. Gewicht: 12.0 m² à 0·35 (=) **4.5** klgr.

Der Luftförderapparat, welcher aus zwei Theilen besteht, ist auf das obere Ende der Hauptwelle angebracht. Die Speichenconstruction des einen Theiles ist entsprechend dimensionirt und construirt um eventuell die Tragschnüre der passiven Tragfläche daran befestigen zu können, bildet somit das Traggerüste des Flügelapparates; die Speichenconstruction des zweiten Theiles ist, wie auch der eigentliche luftfördernde Theil, nur wenig in Anspruch genommen, darum geringerer Dimension und Gewichtes. Das Gewicht des Apparates auf den Meter der Peripherie bezogen, ergibt sich 1.4 klgr., somit Gesammtgewicht des Apparates; 12.0 à 1.4 (=) **17.0** klgr.

Die Hauptwelle ist, den zwei Theilen des Förderapparates entsprechend, ebenfalls zweitheilig und besteht aus ineinandergeschobenen Stahlrohren.

Der Arbeitsbedarf ist bedingungsgemäss für jeden Wellentheil derselbe, denn nur so kann die Rotation des Gehänges vermieden werden. Nachdem aber der Gesammtluftwiderstand des einen Theiles eventuell grösser ist, muss dieser Umstand bei Bestimmung der Tourenzahl berücksichtigt werden. Bei der Dimensionirung der Welle lassen wir das hier noch ausser Acht.

Die Festigkeitsfrage bereitet hier keine Schwierigkeit, eine der heute usuellen gegenüber nur etwas kühnere Inanspruchnahme resultirt schon ganz entsprechende Gewichtsdimensionen; ausgesprochene Schwierigkeiten verursacht aber die gehörige Steife gegen Verdrehen. Ein Verdrehen darf keinesfalls zugelassen werden, wenigstens nicht über eine gewisse Grenze, denn abgesehen von dem unangenehmen Vibriren während des Betriebes, welches dies verursacht, kann es auch Anlass geben zum Krummziehen der Welle und Zusammenklemmen der ineinandergeschobenen Wellentheile.

Rechnen wir die innere Welle nach:

$$d\ m/m = 43 \sqrt[3]{\frac{N}{n}} = 43 \sqrt[3]{\frac{16}{200}} = 19\ m/m$$

für Gusstahl mit dreifacher Sicherheit. Umgestaltet für einen Ring-Querschnitt mit 3 m/m Wanddicke, erhalten wir einen Dyameter von:

$$d = 30\ m/m.$$

Die eintretende Verdrehung controlirend, rechnen

wir das Drehmoment der inneren Kräfte, respective die nöthige Inanspruchnahme:

$$\frac{N\,75}{2} = 1200, \qquad\qquad T_2\,v_2 = 1200,$$

somit die peripheriale Kraft $T_2 = 30 \sim 40$,

$$\mathfrak{S} \times 270\,(m/m)^2 \times 15\,m/m = 40 \times 1750\,m/m,$$

wo 1750 der Radius für den Angriff der peripherialen Kraft ist. Die aus diesem sich ergebende Inanspruchnahme mit

$$\mathfrak{S} = \frac{70000}{4056}\,(=)\,17\cdot5 \text{ klgr.}$$

kann acceptirt werden, nachdem genügende Steife sichert.

Die innere Welle ist die längere und Träger des oberen Förderapparates, das Gewicht derselben beträgt:

2·4 m à 2·2 klgr. = **5·3** klgr.

Die äussere Welle, Träger des unteren Förderrapparates, bedarf höchstens eines ebenso grossen Querschnitts als obige, also 270 m/m², wird daher mit etwas Spielraum für die Lagerschalenringe als ein Rohr von ∾ 34 m/m Duchmesser und 2·5 m/m Wanddicke ausgeführt:

Gewicht 1·8 m × 2·2 (=) **4·0** klgr.

Das Gelenkstück, welches die Verbindung der Welle mit dem Gehänge besorgt, sammt dem Rohransatze, welcher vom Gelenkstücke bis zum unteren

10*

Ende der Welle reicht, den unteren Theil der Welle umschliesst und den Träger der Motorenconstruction bildet,*) ergibt ein Gewicht von:

3·1 klgr.

Die aus Stahlblech gebildeten Rosetten für die Speichenconstruction sammt den Zugdrähten:

2·8 klgr.

Das Gehänge (nach Fig. 35, Tafel X) mit oberem Verbindungsstücke und Standplatte aus Stahlblech mit Barrièrezugdrähten, verbindende Façonstücke aus Stahlblech, Steuer, Manipulirhebeln und kleineren Apparaten:

Füsse aus Rohrpalme 3 × 2·2 × 0·25 . . .	= 1·67 klgr.
Steuer complet 1·26 m² × 1·43	= 1·80 „
Barrière aus Bambusrohr 4·4 m × 0·11 .	= 0·50 „
Zugdräthe 18·0 m × 0·007	= 0·13 „
Verbindungsfaçonstücke	= 0·40 „
Oberes Verbindungsstück aus façonirtem Stahlblech mit Lager fürs Gelenkstück der Welle	= 1·50 „
Standplatte aus Stahlblech (perphor.) . .	= 3·80 „
Manipulirhebel und kleinere Apparate . .	= 1·90 „
Summe .	**11·70** klgr.

Der Behälter für Brennmaterialvorrath aus Aluminiumblech:

d = 200 m/m, Länge 800 m/m, Gewicht: **1·1** klgr.

---

*) Eventuell auch der Tragfläche.

Das Gesammtgewicht der Flugmaschine also:

Tragfläche	4·5	klgr.
Luftförderapparat . .	17·0	„
Doppelwelle	9·3	„
Gelenkstück	3·1	„
Rossetten	2·8	„
Gehänge	11·7	„
Behälter	1·1	„
Motor	15·0	„
Summa (=)	**65·0**	klgr.

Es kann also noch ein Luftschiffer und etwas Brennmaterial aufgenommen

70·00	oder	75·00
15·00		10·00

und eine Reise von dreiviertel, respective einer halben Stunde Dauer ausgeführt werden.

Inhaltsverzeichnis.

Druck von Weishut & Schwabe, Wien, I., Rockhgasse 3.

Tafel I.

Fig. 1.

P_3

P.

P.

G.

α_0

P_2

Fig. 2.

v

$v \sin \alpha$

F

Fig. 3.

v

α

α

$v \sin \alpha$

F

P.

Fig. 5.

b.

a

F

Fig. 4.

b

a

F

Fig. 6.

2

I.

II.

III.

IV.

1.

3.

4.

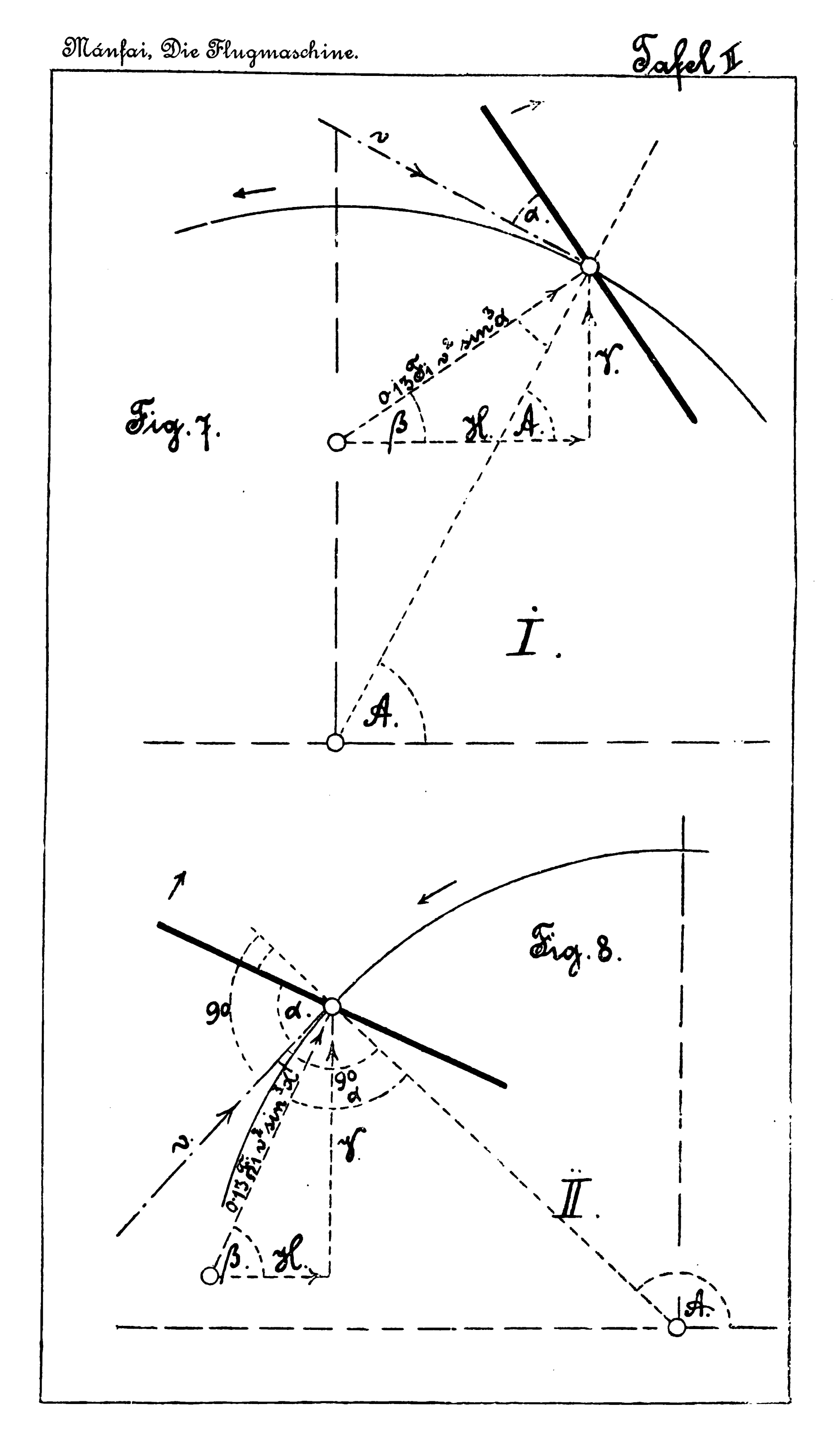

v
α
$0{\cdot}13\frac{\sigma}{g}F_1 v^2 \sin^3\alpha$
γ
β
H
A
Fig. 7.
I.
A
Fig. 8.
90
α
90
α
v
$0{\cdot}13\frac{\sigma}{g}F_1 v^2 \sin^3\alpha$
γ
β
H
II.
A



Fig. 9.

III.

Fig. 10.

IV.

Fig. 10.

Fig. 11.

Fall

Fig. 12.

Fig. 14.

0·16

0·24

Fig. 16.

0.18

0·28.

90°

Fig. 13.

10.294

Fig. 17

0·5

0·78

0·195 m²

Fig. 15.

45°

0·5

90°

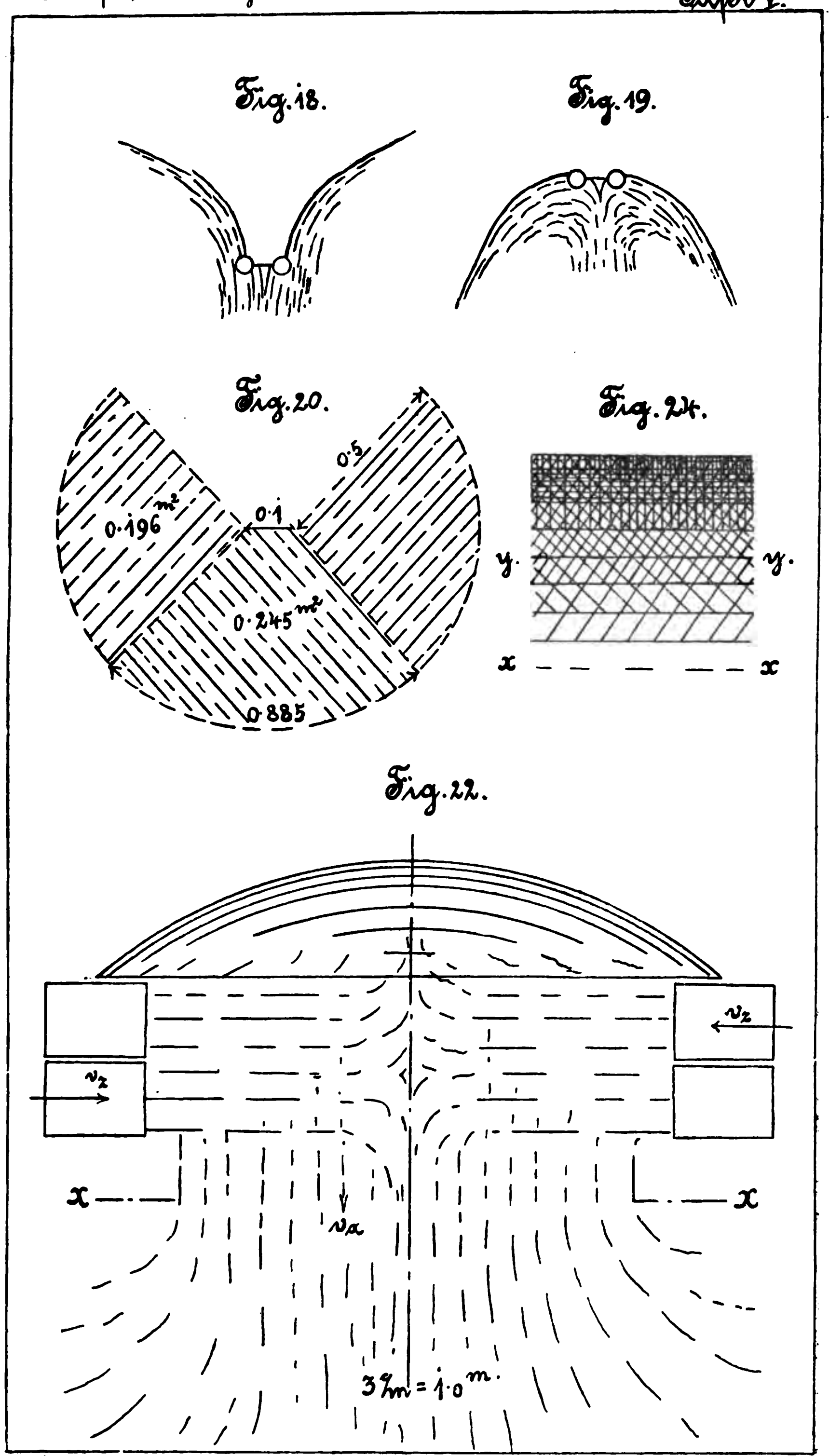
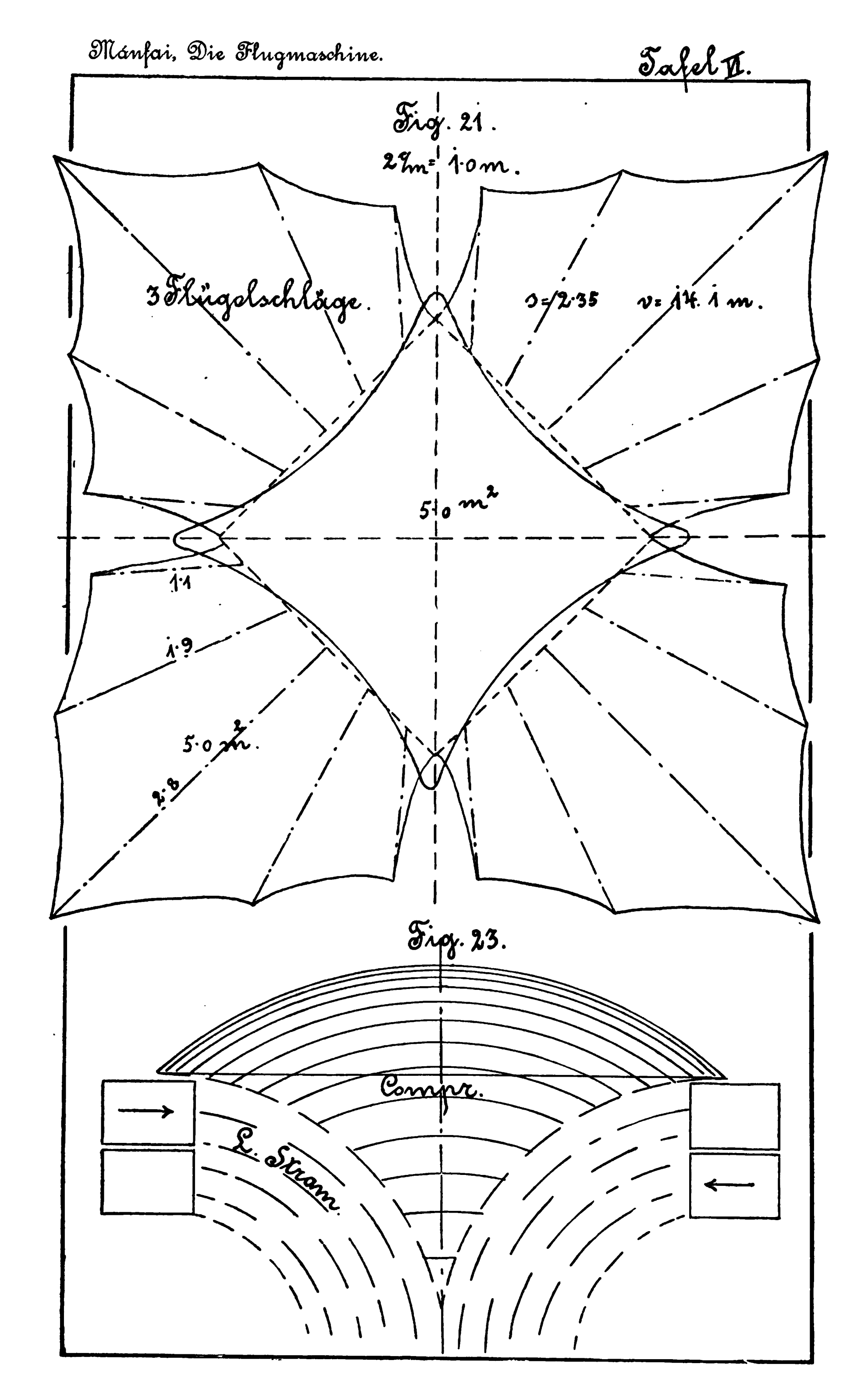
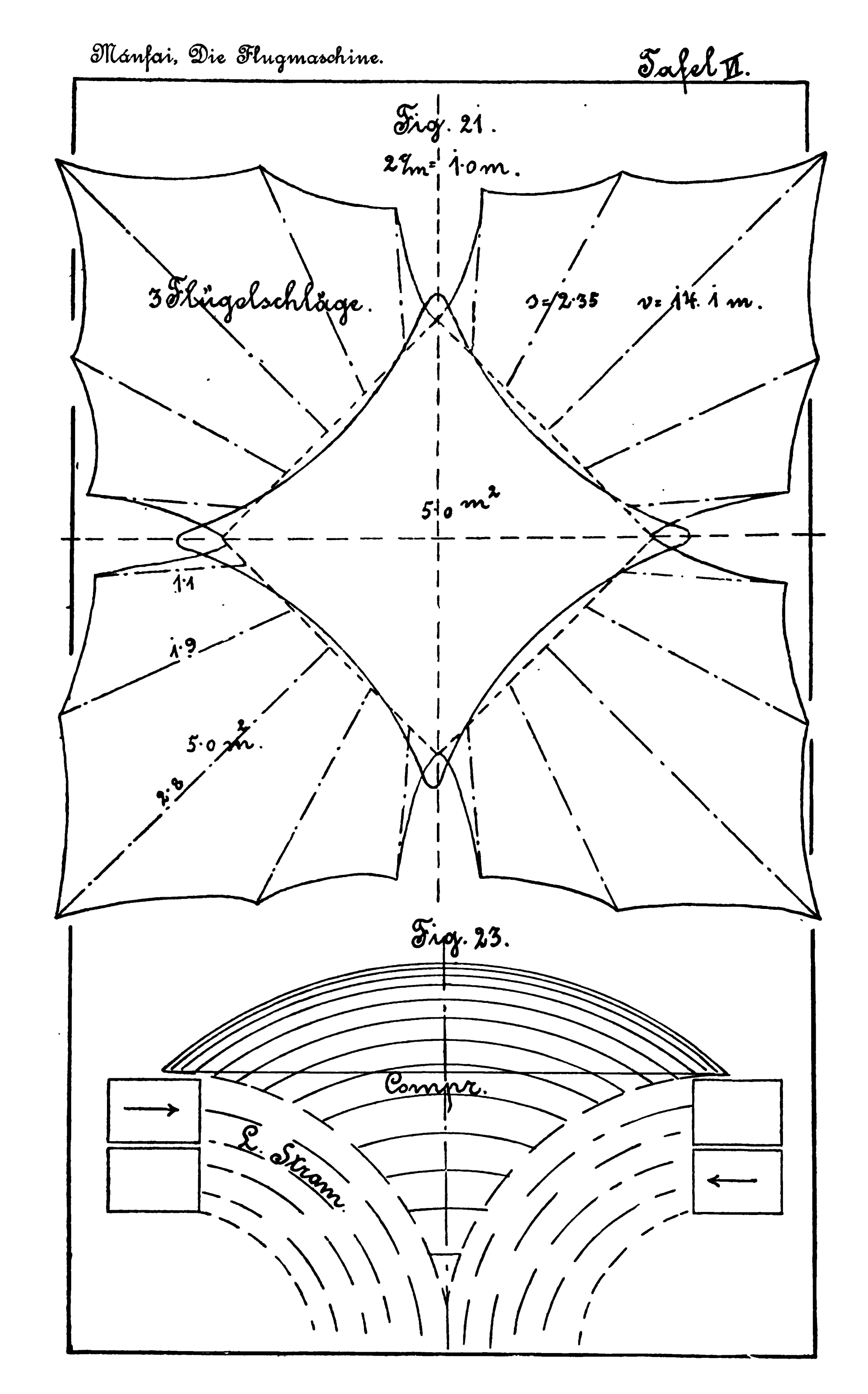


Fig. 18.
Fig. 19.
Fig. 20.
0·5
0·1
0·196 m²
0·245 m²
0·885
Fig. 24.
y.
y.
x
x
Fig. 22.
v_z
v_z
x
x
v_a
3 cm = 1·0 m.


Fig. 21.
2 cm = 1·0 m.
3 Flügelschläge.
s=2·35
v=14·1 m.
5·0 m²
1·1
1·9
5·0 m²
2·8
Fig. 23.
Compr.
L. Strom.


Fig. 21.
2cm = 1·0 m.
3 Flügelschläge.
s = 2·35
v = 14·1 m.
5·0 m²
1·1
1·9
5·0 m²
2·8
Fig. 23.
Compr.
L. Strom

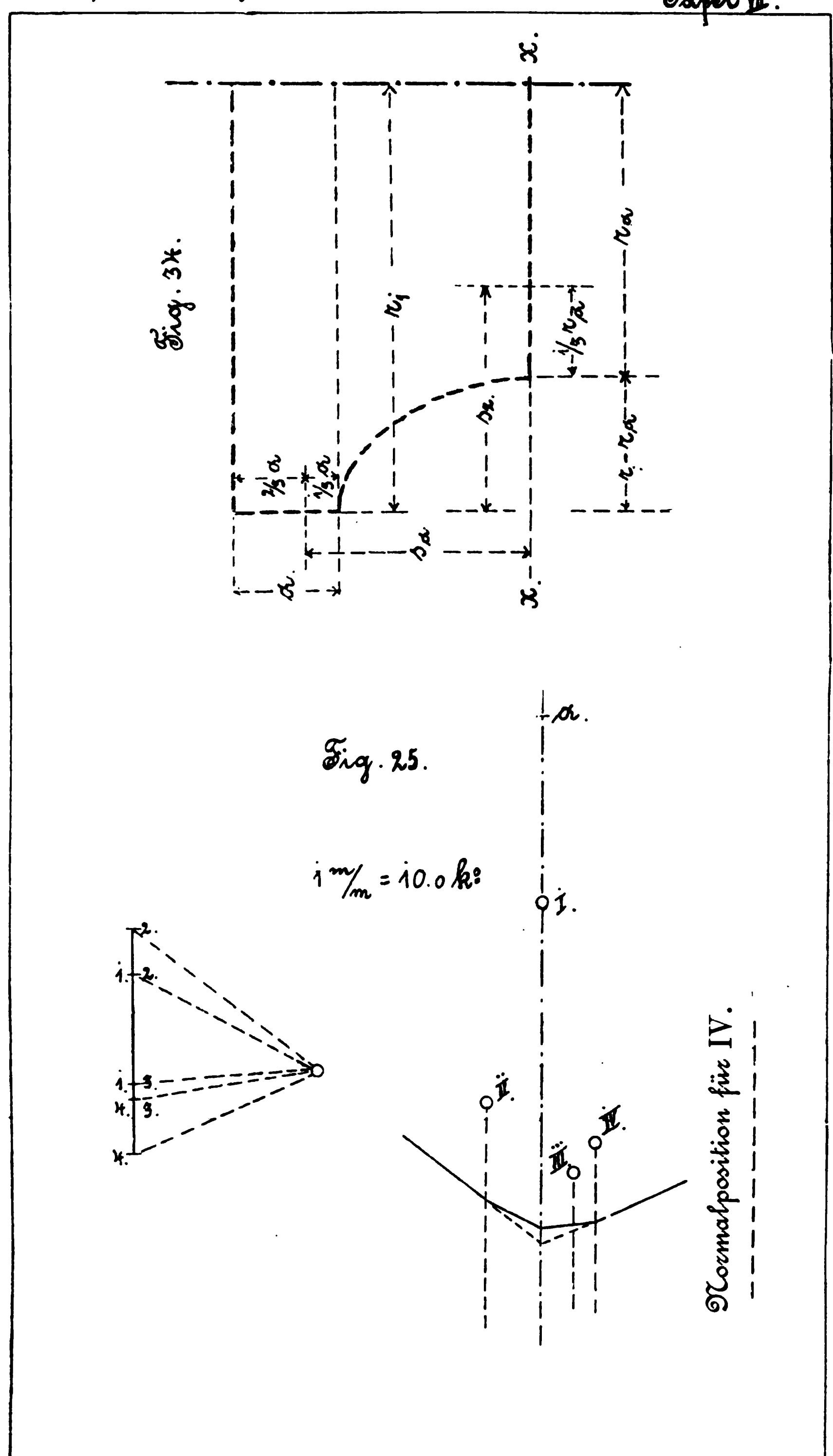

Fig. 34.
Fig. 25.
1 m/m = 10.0 k:
Normalposition für IV.

Fig. 26.

Polygon der Gewichte

$1 \, m/m = 10 \cdot 0 \, K^0$

Reiserichtung

M_g

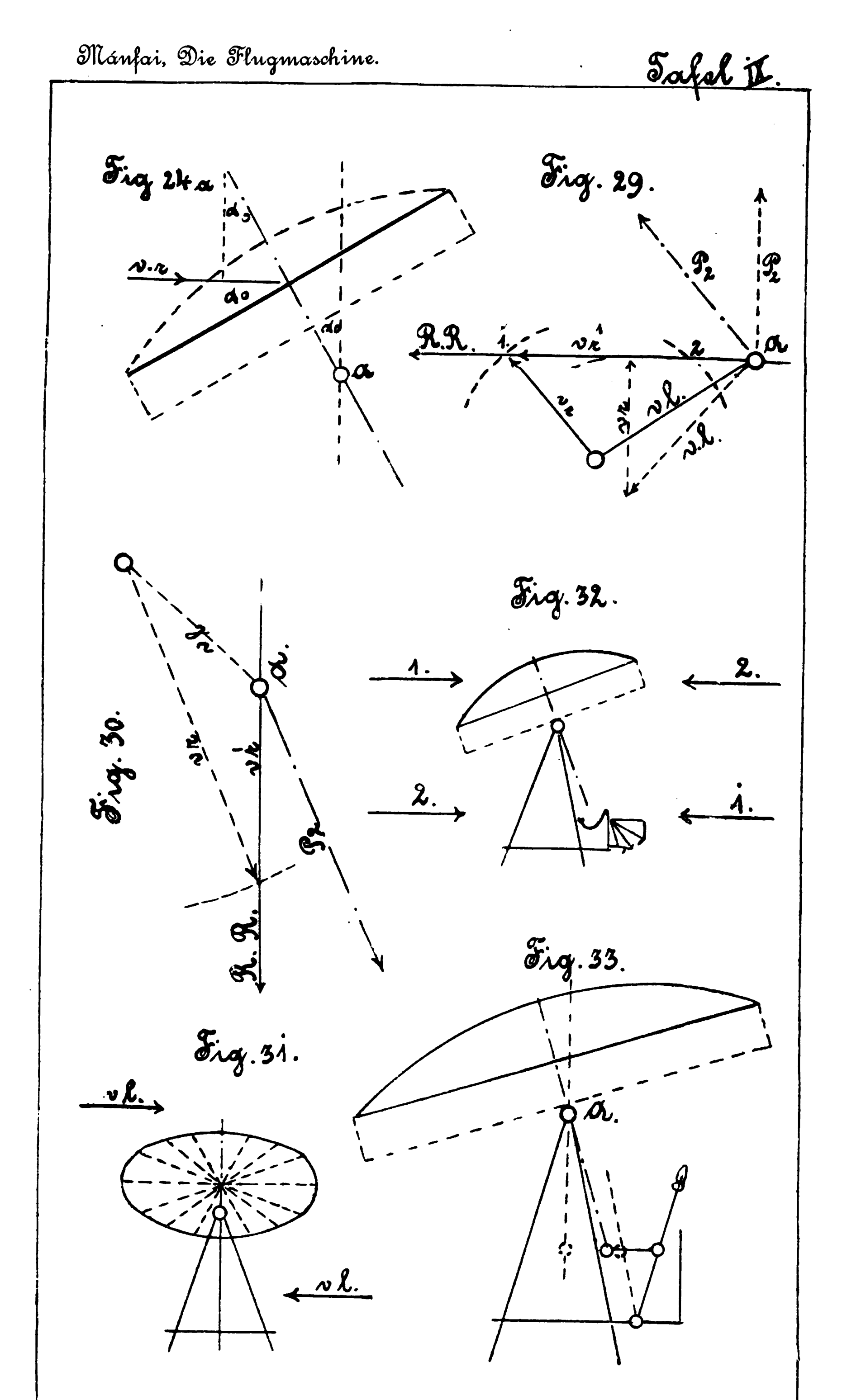
M_w

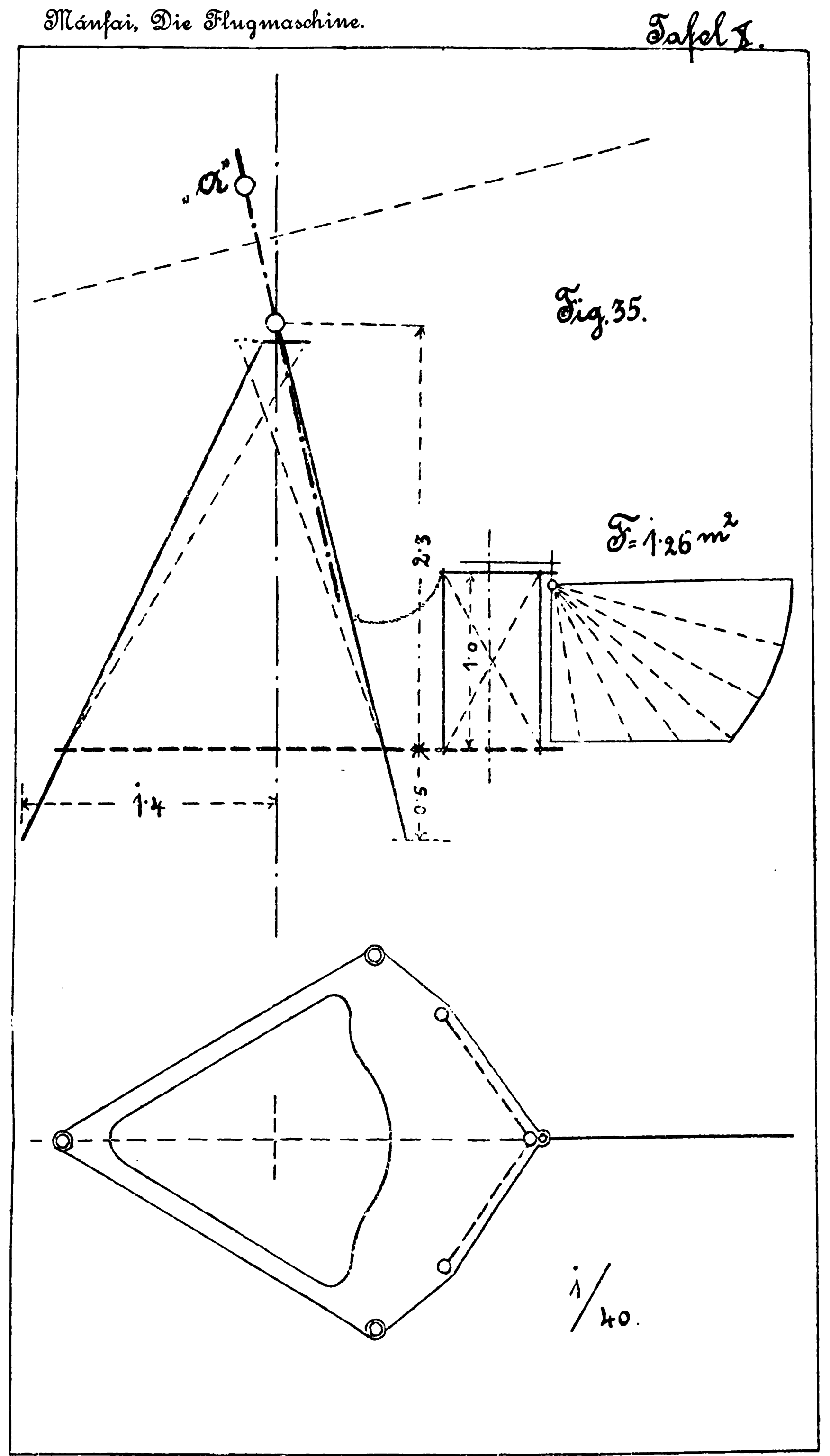
G_1 G_2 G_3 G_4

W_1 W_2 W_3 W_4

Polygon der Luftwiderstände

$1 \, m/m = 2 \cdot 0 \, K^0$


Fig 24 a
Fig. 29.
Fig. 30.
Fig. 32.
Fig. 33.
Fig. 31.



„α"
Fig. 35.
F=1·26 m²
2·3
1·0
0·5
1·4
1/40.

Druck von Waldheim & Schwabe, Wien, I., Bockgasse 3.

